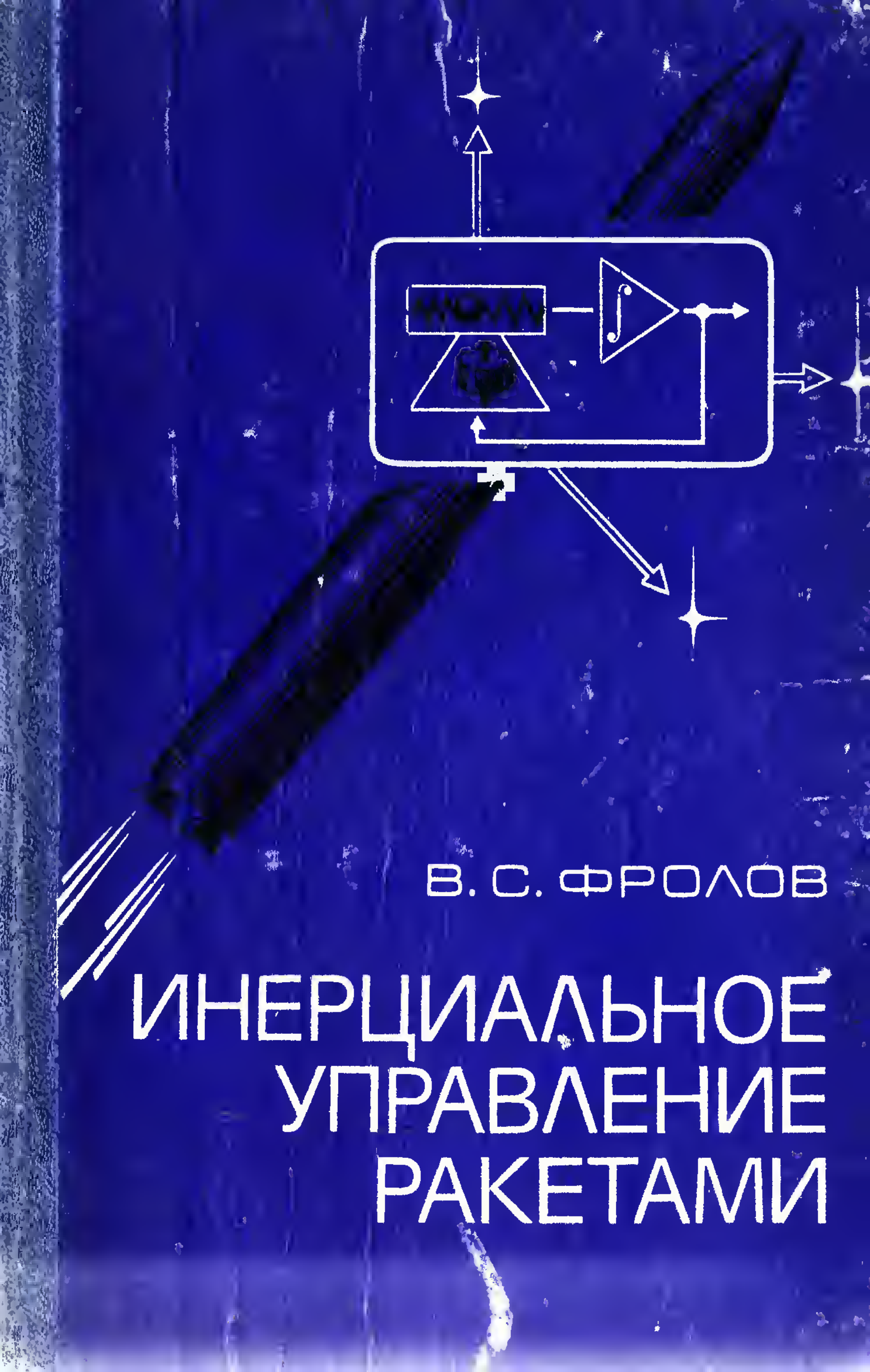


В. С. ФРОЛОВ
ИНЕРЦИАЛЬНОЕ
УПРАВЛЕНИЕ
РАКЕТАМИ

В. С. ФРОЛОВ

ИНЕРЦИАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РАКЕТАМИ

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1975

6Т6
Ф91
УДК 629.7.05(024)

Фролов В. С.

Ф91 Инерциальное управление ракетами. М., Воениздат, 1975.

168 с. с илл.

В книге излагается принцип работы инерциальной системы, описываются методы подготовки ее к работе и сам процесс инерциального управления ракетами, стартующими со стационарных и подвижных пусковых устройств. Показаны пути повышения точности инерциального иаведения, описываются типовые инерциальные системы, используемые в ракетной технике за рубежом.

Книга может быть полезиа специалистам, связанным с эксплуатацией автоматнческих снстем уиравления полетом летательных аппаратов, а также представляет интерес и для читателей, желающнх пополнить свои знания в области ракетной технnки.

Ф $\frac{31902\text{-}265}{068(02)\text{-}75}$ 107-75 6Т6

ВВЕДЕНИЕ

Период второй мировой войны и особенно послевоенные годы ознаменованы бурным развитием ракетного оружия, эффективность применения которого во многом зависит от точности работы систем наведения и управления.

Различают ракеты с автономной, неавтономной и смешанной (комбинированной) системами наведения.

Аппаратура автономной системы размещается только на ракете, и взаимодействие ее элементов происходит без использования внешней информации. Практически она не подвержена воздействию помех.

Неавтономная бортовая система имеет прямую и обратную связь с внешними устройствами, размещенными на земле или каких-либо объектах. Помехи и возмущения могут действовать как на входы датчиков первичной информации, так и на приемопередающие каналы связи.

Смешанная система представляет комбинацию автономных и неавтономных систем. Недостатки каждой из них здесь частично компенсируются, а основные преимущества сохраняются.

Достоинства автономной системы давно привлекают внимание зарубежных специалистов. Первые подобные системы на иностранных ракетах были в основном гироскопического типа и состояли из автомата угловой стабилизации и блока управления дальностью. Они не учитывали перемещения ракеты в боковом направлении и по высоте.

Применение на борту ракеты акселерометров, функционально связанных с датчиками угловой ориентации и вычислительным устройством, ознаменовало появление *инерциальных* автономных систем. Подобные системы позволяют определять с высокой точностью все параметры движения ракеты.

В настоящее время инерциальные системы широко применяются на зарубежных баллистических ракетах и ракетах-носителях. Эти же системы предполагается использовать и на большинстве иностранных перспективных ракет.

Целью данной книги является рассмотрение принципа работы инерциальной системы и ее элементов, подготовки системы к работе, методов инерциального наведения и типовых систем, применяемых в ракетной технике.

ГЛАВА I

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ МЕХАНИКИ

Принципы, которые лежат в основе инерциального наведения и управления, неразрывно связаны с механикой — наукой об общих законах механического движения и взаимодействия материальных тел.

По современным физическим и философским воззрениям механическое движение макро- и микроструктур наиболее полно может быть описано с помощью релятивистской механики Эйнштейна. Как частный случай из релятивистской механики Эйнштейна в результате предельного перехода вытекает классическая механика Галилея — Ньютона. Этот чрезвычайно важный для практики случай имеет место при выполнении следующих основных условий:

1) размеры движущегося тела значительно превосходят размеры атома;

2) скорость движения тела значительно меньше скорости света;

3) движение происходит в слабых гравитационных полях, что позволяет считать метрику * пространства евклидовой и пренебречь искривлением метрики пространства-времени.

При решении прикладных навигационных задач, сводящихся к управлению движением объекта из одной точки в другую, обычно все эти три условия оказываются выполненными.

Классическая механика в основном оформилась уже к концу XVII века в результате трудов Галилея, Декарта, Гюйгенса и в особенности Ньютона. Ньютон изложил основы классической механики в более стройной, систематической и законченной форме, чем его предшествен-

* Метрика — математический термин, обозначающий правило определения расстояния между любыми двумя точками данного множества.

ники, поэтому в дальнейшем классическую механику будем называть механикой Ньютона. В качестве отправной категории в механике Ньютона введено понятие силы, которая является мерой механического взаимодействия материальных тел.

Соотношения между основными понятиями механики устанавливаются системой аксиом или законов, которые кладутся в ее основу.

1.1. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ОТСЧЕТА

Всякое движение материального тела в пространстве является по своему существу относительным и требует указания материальной системы (системы отсчета), по отношению к которой определяется его положение и в которой отмечается соответствующий момент времени. Обобщая это, можно говорить о ходе того или иного процесса по отношению к данной системе отсчета. С материальной системой тел или телом, выбранными в качестве системы отсчета, жестко связывают какую-либо систему координат.

Система отсчета, в которой справедливы законы Ньютона (в том числе закон инерции) и в которой, следовательно, материальная точка, свободная от внешних воздействий, либо покоится, либо движется равномерно и прямолинейно, называется инерциальной. Такой системой может служить любая материальная система, занимающая ограниченную область пространства, которую в данных условиях можно считать изолированной (замкнутой) и к которой применимы законы сохранения движения, энергии, механического момента и массы и, как следствие этих законов, теорема о прямолинейном и равномерном движении центра инерции (центра масс).

В природе нет абсолютно изолированных систем, поэтому физическая система может рассматриваться как инерциальная приближенно в зависимости от условий и характера исследуемых процессов. С высокой степенью точности, как установлено экспериментально, инерциальной системой отсчета является гелиоцентрическая система отсчета, начало которой жестко связано с центром Солнца, а координатные оси направлены на три удаленные звезды.

С системой отсчета может быть связана система координат в том смысле, что точки, неподвижные в данной системе отсчета, будут иметь постоянные значения пространственных координат. Таким образом, если система отсчета всегда связана с материальными телами, то система координат представляет математическое построение, указывающее **способ сопоставления** точки в определенный момент времени (точки-мгновения) четверке чисел (четырехмерным координатам). С инерциальной системой отсчета удобно связывать прямоугольные декартовы координаты x, y, z и время t, определяемое в согласии с теорией относительности.

Следует отметить, что геоцентрическая система координат * благодаря тому, что Земля обращается вокруг Солнца и вращается вокруг собственной оси, не является инерциальной. Но в некоторых задачах механики геоцентрическую систему координат можно приближенно считать инерциальной. Иногда эта система координат применяется для исследования движения баллистических ракет. В теории полета под инерциальной системой координат условно понимают систему земных координат, оси которых не меняют своего направления в пространстве. Инерциальная система координат участвует только в поступательном движении Земли вокруг Солнца. Положение осей инерциальной системы не зависит от суточного вращения Земли.

1.2. ПРИНЦИП ОТНОСИТЕЛЬНОСТИ ГАЛИЛЕЯ

Для любого механического движения можно указать несколько инерциальных систем отсчета. В связи с этим возникает вопрос о зависимости между движениями данного тела, совершаемыми им относительно разных инерциальных систем отсчета.

Если тело свободно от внешних воздействий, его ускорение относительно любой инерциальной системы должно быть равно нулю. Исходя из этого видно, что любые две инерциальные системы отсчета могут двигаться

---

* Система прямоугольных координат, связанная с Землей, начало которой совмещается с центром масс Земли.

относительно друг друга лишь равномерно и прямолинейно. В частности, они могут быть взаимно неподвижны. Таких систем существует бесконечное множество. В них свойства пространства и времени одинаковы, а математическое выражение любого физического закона имеет один и тот же вид, так как механические процессы при одинаковых начальных условиях протекают совершенно одинаково. Это утверждение составляет содержание принципа относительности Галилея — одного из важнейших принципов механики.

В соответствии с этим принципом можно утверждать, что любая система отсчета, движущаяся по отношению к гелиоцентрической прямолинейно и равномерно, является также инерциальной системой отсчета и, следовательно, существует бесчисленное множество инерциальных систем отсчета.

Все сказанное достаточно ясно свидетельствует об исключительности свойств инерциальных систем отсчета. Именно в них можно найти законы движения, установить правильные зависимости между движениями тел и их взаимодействиями. Полная механическая эквивалентность всего бесчисленного множества таких систем показывает в то же время, что, отвлекаясь от практических целей, не существует какой-либо инерциальной системы отсчета, которую можно было бы предпочесть другим системам. Совокупность бесчисленного множества инерциальных систем отсчета образует инерциальное пространство. Отсюда следует, что инерциальное пространство Ньютона однородно. В нем нет выделенных (особых) точек, которые бы отличались от других и с которыми можно было бы связать особую систему отсчета. Кроме того, инерциальное пространство изотропно, т. е. все направления в пространстве равноправны.

Для примера рассмотрим две инерциальные системы отсчета, связанные с телами K и K' соответственно (рис. 1.1). Пусть вторая система движется относительно первой со скоростью $\boldsymbol{V}$ вдоль оси y вправо, причем в момент $t=0$ начала обеих систем координат совпадали. Положение точки в какой-то момент времени характеризуется координатами x, y, z в системе отсчета K и координатами x', y', z' в системе отсчета K'.

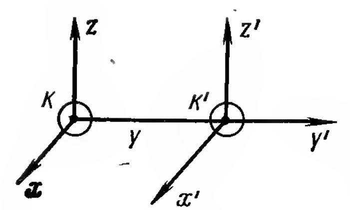


Рис. 1.1. Относительное движение двух инерциальных систем отсчета

В момент времени $t=t'$

$$\left.\begin{aligned} y &= y' + Vt; \\ x &= x'; \\ z &= z'. \end{aligned}\right\} \qquad (1.1)$$

Координаты радиусов-векторов $\boldsymbol{r}$ и $\boldsymbol{r}'$ одной и той же точки в тех же системах отсчета K и K' в момент времени $t=t'$ связаны соотношением

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{r}' + \boldsymbol{V}t. \qquad (1.2)$$

Формулы (1.1) и (1.2) называют преобразованием Галилея. Таким образом, принцип относительности Галилея находит математическое выражение в требовании инвариантности (неизменности) основных уравнений механики по отношению к этому преобразованию, т. е. в сохранении формы уравнений.

Следовательно, механика Ньютона предполагает, что время в любых инерциальных системах течет совершенно одинаково (абсолютность времени) и лишь те движения инерциальны, т. е. происходят по инерции, мировые линии которых — прямые линии, а все остальные движения будут движениями, происходящими под действием сил (евклидовость пространства). Как известно, в релятивистской механике время относительно, а движения по инерции происходят по геодезическим линиям. Трехмерное евклидово пространство и абсолютное время отражают реальные свойства пространства и времени лишь приближенно, но это приближение дает вполне достаточную для практики точность при решении задач инерциального управления.

Значение инерциальных систем отсчета состоит в том, что во всех этих системах ускорение тел однозначно определяется их взаимодействием, т. е. ускорение тел служит характеристикой сил. Это позволяет

математически просто описывать движения тел. Однако при решении некоторых задач механики более удобно перейти от инерциальных систем отсчета к неинерциальным, т. е. системам, связанным с ускоренно движущимися или вращающимися телами. Неинерциальная система отсчета может вращаться вокруг инерциальной по кругу, эллипсу или какой-либо сложной кривой, удаляться или приближаться к инерциальной с ускорением и т. д. Поэтому тело, испытывающее определенное воздействие со стороны другого тела, может приобрести в неинерциальной системе отсчета дополнительное ускорение, зависящее не только от указанного воздействия, но также от движения самой системы отсчета в отсутствии реальных сил взаимодействия между телами. Для сохранения в силе законов Ньютона в неинерциальных системах отсчета приходится вводить в рассмотрение так называемые силы инерции.

1.3. ДВИЖЕНИЕ АБСОЛЮТНО ТВЕРДОГО ТЕЛА

Абсолютно твердым телом или неизменяемой материальной системой называется такая механическая система, в которой расстояние между двумя любыми парами точек неизменно.

Ракету не всегда можно считать абсолютно твердым телом. Так, при полете в атмосфере в области сверхзвуковых скоростей аэродинамические нагрузки приводят к заметным изгибным деформациям конструкции ракеты, что сказывается и на работе датчиков инерциальной системы. Влияние нежесткости аппарата на точность инерциального наведения следует учитывать путем выработки соответствующих компенсационных сигналов в системе управления.

Движение абсолютно твердого тела в самом общем случае может быть описано с помощью теоремы Шаля: «Всякое перемещение свободного твердого тела из одного положения в другое может быть получено посредством поступательного перемещения вместе с произвольно выбранным полюсом и поворота вокруг некоторой оси, проходящей через этот полюс».

Таким образом, теорема Шаля позволяет представить картину движения свободного твердого тела как непрерывную последовательность элементарных перемещений,

слагающихся из поступательного движения, определяемого движением произвольно выбранного полюса, и из вращательного движения вокруг этого полюса, как вокруг неподвижной точки. В свою очередь движение вокруг неподвижной точки представляет собой непрерывную последовательность бесконечно малых поворотов вокруг мгновенных осей вращений, проходящих через эту точку.

При решении навигационных задач наиболее удобно принять за полюс центр масс ракеты. Тогда произвольное движение ракеты можно разложить на поступательное (движение центра масс) и на вращательное (вокруг центра масс)*.

Поскольку механика Ньютона исходит из предпосылки, что окружающее пространство является евклидовым **, то, очевидно, абсолютно твердое тело обладает шестью степенями свободы, при этом положение центра масс тела не обязательно должно определяться с помощью декартовых координат. В зависимости от условий задачи может оказаться более удобным выбор каких-либо криволинейных (сферических, эллиптических и пр.) координат.

1.4. ОСНОВНАЯ ЗАДАЧА ДИНАМИКИ

Физические принципы, лежащие в основе инерциального наведения, неразрывно связаны с решением основной задачи динамики: зная действующие на тело силы, а также его начальное положение и скорость, определить закон движения тела, т. е. его положение в любой момент времени относительно выбранной системы отсчета. Эта задача решается в два этапа: оп-

* Подобное разложение может быть выполнено бесконечным множеством способов, так как за полюс можно взять любую точку тела. От перемены полюса изменится поступательная компонента движения, но вращательная компонента будет обладать свойством инвариантности.

** Движение абсолютно твердого тела возможно только в евклидовом пространстве или в неевклидовом пространстве постоянной кривизны. Евклидовым называется такое пространство, свойства которого описываются аксиомами евклидовой геометрии. Ее систематическое построение было дано древнегреческим математиком Евклидом.

ределение закона движения центра масс тела и определение закона движения тела вокруг центра масс.

Второй закон Ньютона, являющийся основным законом динамики, имеет вид

$$\frac{d(m\mathbf{V})}{dt} = \mathbf{F}. \qquad (1.3)$$

На нем основывается теорема о движении центра инерции (центра масс), которая записывается следующим равенством:

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = \frac{1}{m}\mathbf{F}, \qquad (1.4)$$

где $\mathbf{r}$ — радиус-вектор центра масс тела по отношению к инерциальной системе отсчета, а $\mathbf{F} = \Sigma \mathbf{F}_i$ — равнодействующая приложенных к центру масс сил. Уравнение (1.4) — дифференциальное уравнение движения свободной материальной точки в векторной форме.

Равнодействующая $\mathbf{F}$ может в общем случае зависеть от времени, от положения тела в пространстве и от скорости его движения *, т. е. $\mathbf{F} = \mathbf{F}(t, \mathbf{r}, \mathbf{V})$. Поэтому дифференциальное уравнение (1.4) будет в общем случае иметь следующий вид:

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = \frac{1}{m}\mathbf{F}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}).$$

Правую часть этого уравнения будем считать однозначной и конечной функцией указанных аргументов (за исключением конечного числа особых точек).

Нахождение закона движения центра масс сводится к интегрированию уравнения (1.4), т. е. векторного дифференциального уравнения второго порядка, в котором неизвестными функциями являются координаты радиус-вектора $\mathbf{r}$, а аргументом — время t. Проинтегрировав дифференциальное уравнение, получим $\mathbf{r}$ в функции времени и двух произвольных постоянных, т. е. найдем общее решение (общий интеграл) уравнения (1.4) в виде

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}(t, \mathbf{C}_1, \mathbf{C}_2). \qquad (1.5)$$

* Производные от координат второго и высших порядков обычно не рассматривают.

Наличие в правой части уравнения (1.5) произвольных постоянных указывает на то, что под действием данной силы центр масс может совершать не какое-то вполне определенное движение, а целый класс движений по разным законам при конкретных значениях постоянных $\mathbf{C}_1$ и $\mathbf{C}_2$.

Физически этот результат объясняется тем, что тело, на которое начинает действовать некоторая сила, будет двигаться по-разному в зависимости от так называемых начальных условий, т. е. от начального положения и начальной скорости этого тела.

Таким образом, чтобы сделать задачу динамики определенной, надо для некоторого начального момента времени $t = t_0$ задать начальное положение центра масс тела $\mathbf{r}_0$ и начальную скорость тела $\dot{\mathbf{r}}_0$.

В соответствии с начальными условиями определяются постоянные интегрирования $\mathbf{C}_1$ и $\mathbf{C}_2$. Для этого, продифференцировав по времени уравнение (1.4), находим положение вектора скорости

$$\dot{\mathbf{r}} = \dot{\mathbf{r}}(t, \mathbf{C}_1, \mathbf{C}_2). \qquad (1.6)$$

Подставив затем в уравнение (1.5) и (1.6) начальные данные, получим два алгебраических уравнения, которые будут содержать в левой части данные величины $\mathbf{r}_0$ и $\dot{\mathbf{r}}_0$, а справа — данную величину t_0 и искомые постоянные $\mathbf{C}_1$ и $\mathbf{C}_2$. Решая эту систему уравнений, мы можем найти из нее значения постоянных интегрирования, соответствующие заданным начальным условиям, т. е. найти

$$\mathbf{C}_1 = f_1(t_0, \mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0); \quad \mathbf{C}_2 = f_2(t_0, \mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0). \qquad (1.7)$$

Заменив теперь в уравнении (1.5) $\mathbf{C}_1$ и $\mathbf{C}_2$ их значениями из исходных равенств (1.7), получим частное решение уравнения (1.5), удовлетворяющее заданным начальным условиям, в виде:

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}(t, \mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0). \qquad (1.8)$$

Уравнение (1.8) определяет закон движения точки под действием заданных сил при данных начальных условиях, т. е. дает решение основной задачи динамики на первом этапе.

Для решения этой задачи на втором этапе необходимо выбрать способ, с помощью которого можно связать движение твердого тела относительно неподвижной точки (центра масс) с выбранной инерциальной системой координат, т. е. способ перехода от одной прямоугольной системы координат к другой прямоугольной системе координат.

Этот переход можно осуществить с помощью параллельного переноса (до совмещения начал координат) и поворота системы относительно начала (до совмещения осей).

Поворот прямоугольной системы координат можно задать с помощью углов Эйлера — трех углов φ, ψ и θ, определяющих положение твердого тела, имеющего неподвижную точку, по отношению к неподвижным прямоугольным осям $O_1x_1y_1z_1$, представляющим инерциальную систему координат (рис. 1.2). Таким образом, углы Эй-

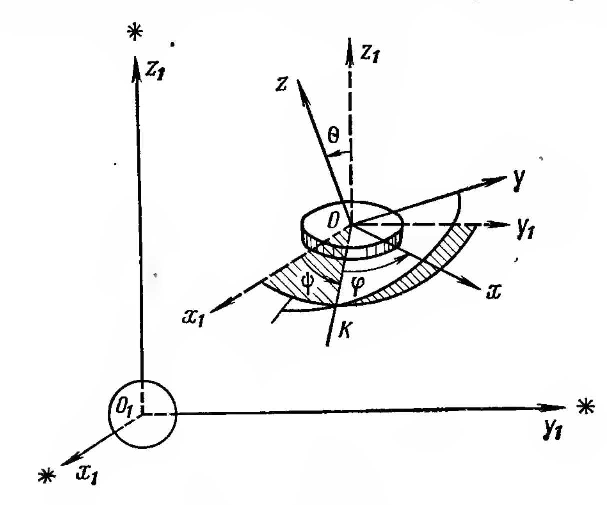


Рис. 1.2. Углы Эйлера

лера определяют взаимное положение инерциального триэдра и триэдра, жестко связанного с телом, а следовательно, и угловое положение тела в пространстве относительно инерциальной системы координат.

Пусть с телом жестко связаны прямоугольные оси $Oxyz$. Обозначим линию пересечения плоскостей Ox_1y_1

и Oxy через OK, которая называется линией узлов. Тогда угол собственного вращения $\varphi = KOx$ — угол поворота вокруг оси Oz, угол прецессии $\psi = x_1OK$ — угол поворота вокруг оси Oz_1 и угол нутации $\theta = z_1Oz$ — угол поворота вокруг линии узлов OK. Положительные направления отсчета углов показаны на рисунке дуговыми стрелками. Положение тела будет определяться однозначно, если считать углы φ и ψ изменяющимися от 0 до 2π, а угол θ — от 0 до π.

Углы ψ, φ и θ* в инерциальной навигации определяются с помощью специальных гироскопических устройств (позиционных и интегрирующих гироскопов, гиростабилизированной платформы и пр.).

Векторное уравнение движения твердого тела относительно неизменно связанных с ним осей имеет вид

$$\dot{\boldsymbol{H}}_c = \boldsymbol{M}_c, \tag{1.9}$$

где $\boldsymbol{H}_c$ — кинетический момент твердого тела (момент количества движения) относительно центра масс;

$\boldsymbol{M}_c$ — главный момент или момент результирующей пары относительно центра масс.

Решение векторного уравнения (1.9) в проекции на оси связанной системы координат ** может быть получено с помощью динамических уравнений Эйлера:

$$\begin{aligned} I_{xx}\dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz})\,\omega_y\omega_z &= M_{cx};\\ I_{yy}\dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx})\,\omega_z\omega_x &= M_{cy};\\ I_{zz}\dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy})\,\omega_z\omega_y &= M_{cz}, \end{aligned} \tag{1.10}$$

где I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} — главные центральные моменты инерции тела;

ω — мгновенная угловая скорость тела.

---

* При навигации вблизи Земли или других небесных тел эти углы принято отсчитывать относительно местной вертикали и фиксированного направления на земной поверхности (например, от географического меридиана).

** Связанная (подвижная) система координат жестко соединена с ракетой и перемещается вместе с ней. Начало совпадает с центром масс ракеты, одна из осей направлена по продольной оси ракеты, две другие — перпендикулярны продольной оси и друг другу.

Интегрируя уравнения (1.10), получим кинематические уравнения Эйлера:

$$\omega_x = \dot{\psi} \sin\varphi \sin\theta + \dot{\theta} \cos\varphi;$$
$$\omega_y = \dot{\psi} \cos\varphi \sin\theta - \dot{\theta} \sin\varphi; \qquad (1.11)$$
$$\omega_z = \dot{\psi} \cos\theta + \dot{\varphi},$$

откуда могут быть найдены углы поворота φ, ψ, θ.

Уравнения (1.11) выражают через углы Эйлера проекции мгновенной угловой скорости тела, имеющего неподвижную точку O (рис. 1.2), на прямоугольные декартовы оси координат $Oxyz$, жестко связанные с телом (на оси связанной системы координат).

Вместе с динамическими уравнениями Эйлера кинематические уравнения Эйлера образуют полную систему дифференциальных уравнений движения твердого тела око ıo неподвижной точки.

ПРИНЦИП РАБОТЫ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ

2.1. СУЩНОСТЬ ИНЕРЦИАЛЬНОГО МЕТОДА

Хотя основные принципы инерциального наведения были известны несколько десятков лет назад, решение некоторых важных проблем, относящихся к наведению ракет, наметилось только за последнее десятилетие.

Будучи автономной и абсолютно помехозащищенной по принципу действия, инерциальная система наведения дает возможность определить практически все параметры движения. Эти достоинства в сочетании с новейшими достижениями в области технологии делают инерциальные системы, как считают зарубежные специалисты, весьма перспективными для управления ракетами.

Принцип действия инерциальной системы наведения основан на физическом и аналитическом моделировании динамики движения ракеты под действием внешних сил подобным процессом движения воспринимающего элемента трехкомпонентного акселерометра.

Метод инерциального наведения основан на измерениях, полностью проводимых на борту ракеты в соответствии с классическими (ньютоновскими) законами механики. Все измерения производятся по отношению к инерциальной (исходной) системе отсчета. Сущность инерциального метода, как следует из принципа действия инерциальной системы, состоит в измерении акселерометром исходного параметра — ускорения и последующем интегрировании во времени векторного дифференциального уравнения движения воспринимающего элемента акселерометра в инерциальной системе координат (это уравнение является основным уравнением инерциального метода определения параметров движения).

Ориентирование измерительных осей акселерометров по заданным направлениям производится свободными или управляемыми по сигналам от акселерометров гироскопическими устройствами (гироскопом, гиростабилизатором, гирорамой и др.) или астростабилизаторами, а также сочетанием этих средств.

2.2. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ

Существует большое многообразие принципиальных и конструктивных решений в области инерциальных систем. При построении инерциальных систем учитывают способы измерения навигационных параметров ракеты относительно заданной системы координат, виды ориентации акселерометров и особенности моделирования систем координат, методы учета гравитационного ускорения и начальных параметров движения и т. д.

Навигационной системой координат является какая-либо опорная (базовая) система координат, относительно которой определяются координаты местонахождения, составляющие вектора скорости движения и другие параметры относительно движения ракеты. Моделируют навигационную систему координат (воспроизводят на ракете направления ее осей) датчики угловой ориентации, которые содержат систему чувствительных элементов, реагирующих на угловые движения ракеты.

Если датчики, которые преобразуют величины, характеризующие поступательное движение ракеты, и датчики, которые преобразуют величины, характеризующие вращение относительно центра масс ракеты, расположены так, что их оси чувствительности образуют соответственно два ортогональных триэдра, способы построения инерциальных систем определяются ограничениями по вращению первого и второго триэдров. Эти ограничения представляют три характерных случая вращения каждого из триэдров. Они сводятся к тому, что каждый из них либо вращается произвольно относительно инерциального пространства (в частности, вместе с ракетой), либо вращается так, что одна из его осей непрерывно совмещается с направлением текущей вертикали ракеты, либо неподвижен относительно инерциального пространства.

В общем случае инерциальная система содержит три датчика, вырабатывающие сигналы, пропорциональные трем составляющим всех действующих на ракету внешних сил негравитационного происхождения (блок акселерометров), и три датчика (обычно гироскопические), вырабатывающие сигналы, пропорциональные трем составляющим вектора угловой скорости вращения ракеты относительно центра масс.

Взаимное угловое перемещение триэдров относительно друг друга, а также их угловое перемещение относительно ракеты, на которой устанавливается инерциальная система, определяет кинематику устройства, в котором устанавливаются эти датчики. Это устройство называют блоком инерциальных элементов. Общее основание, на котором установлены либо датчики первой группы, либо датчики второй группы, либо те и другие вместе, называют узлом инерциальных элементов или, что чаще принято, стабилизированной платформой, платформой, гиростабилизатором. Этот стабилизированный элемент образует строго определенную собственную систему отсчета, аналогичную внешним системам отсчета, которые используются в обычной астронавигации.

Стабилизированная платформа — это сложная электромеханическая система с тремя вращательными степенями свободы. Она состоит из платы для установки гироскопов и акселерометров и системы карданных рамок, позволяющей исключить влияние угловых движений ракеты на стабилизированные инерциальные приборы. Для поворота платформы используются три электродвигателя; сигналы управления ими преобразовываются так, чтобы исключить связь между каналами стабилизации. Поскольку движение стабилизированной платформы зависит от построения инерциальной системы, гиростабилизатор конструируется так, чтобы любая связь между платформой и ракетой сводилась к минимуму. Для обеспечения движения стабилизированной платформы по заданному закону в качестве устройств, воспринимающих ошибки стабилизации, используют точные гироскопические приборы.

Системы, у которых инерциальные приборы (чувствительные элементы) устанавливаются в карданном подвесе и которые моделируют физический маятник с периодом, равным 84,4 мин, получили в настоящее время

наибольшее практическое применение на зарубежных ракетах. Возможность моделирования физического маятника с помощью гироскопов, акселерометров и интеграторов была впервые доказана в 1932 г. советским инженером Е. Б. Левенталем.

Инерциальные системы карданного типа в зависимости от ориентации в пространстве осей чувствительности акселерометров могут выполняться по геометрической, полуаналитической и аналитической кинематическим схемам. Выбор схемы определяется многими соображениями: например, габаритами и массой ракеты, ее назначением и дальностью полета, сложностью аппаратуры, точностью системы, методами выполнения математических операций вычислительным устройством, способами управления траекторией, условиями пуска ракеты, располагаемым пусковым оборудованием. Эти соображения определяют необходимость выбора количества рамок карданного подвеса, типа применяемых гироскопов, количества акселерометров, наличие или отсутствие демпфирования колебаний маятника, опорной системы координат и др., а следовательно, соответствующей схемы.

При геометрической схеме построения (рис. 2.1) площадка с акселерометрами, измерительные оси которых ориентированы в географической системе координат, поворачивается при движении летательного аппарата (ЛА) так, что все время остается в плоскости местного горизонта, а оси гироскопического стабилизатора ориентируются неподвижно в инерциальном пространстве. Для стабилизации измерительных осей акселерометров их поворачивают относительно гиростабилизатора и инерциального пространства с угловой скоростью, равной скорости вращения Земли и относительного движения ЛА.

Для определения текущих значений искомых параметров движения ЛА и формирования сигналов коррекции, подаваемых на вход следящих систем отработки углов поворота платформы с акселерометрами относительно гиростабилизатора, измеряются угловые положения рамок карданного подвеса акселерометров. Карданный подвес такой системы имеет пять рамок: первая связана с корпусом ЛА рамкой крена γ, вторая — рамкой тангажа θ, третья — рамкой азимута ψ, четвертая — рамкой широты λ, пятая — рамкой долготы φ.

Погрешности инерциальной системы с гироплатформой, ориентированной в земной (экваториальной) системе координат, в основном определяются погрешностями стабилизации платформы.

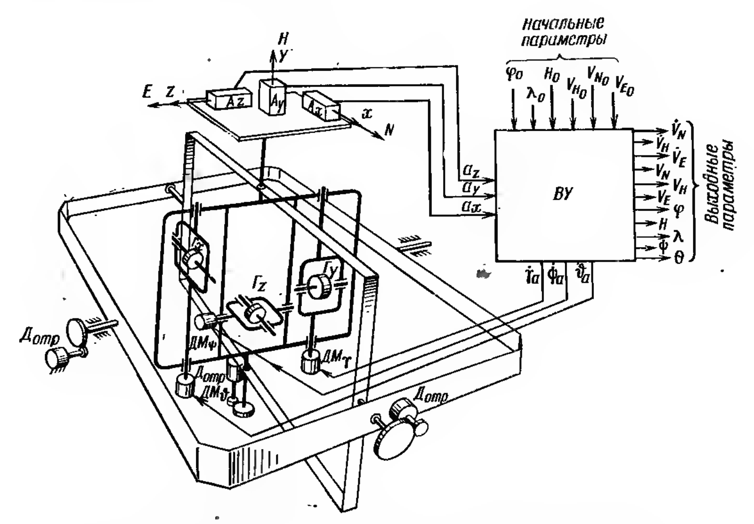


Рис. 2.1. Инерциальная система геометрического типа: A_x, A_y, A_z — акселерометры; $Г_x$, $Г_y$, $Г_z$ — гироскопы; $ДМ_\gamma$, $ДМ_\psi$, $ДМ_\vartheta$ — датчики моментов; $Д_{отр}$ — двигатель отработки; $ВУ$ — вычислительное устройство

В инерциальной системе полуаналитического типа (рис. 2.2) измерительные оси гироскопов и акселерометров расположены в одной плоскости. Сигналы, снимаемые с акселерометров, подаются на датчики моментов и вызывают прецессию гироскопов. В результате стабилизированная платформа удерживается в плоскости горизонта. Координаты места ЛА определяются вычислительным устройством. По азимуту платформа стабилизируется либо по свободному гироскопу, либо по условно выбранной системе координат. Особенностью работы системы полуаналитического типа является необходимость применения силовой коррекции гироскопов и возникновение ошибок в определении координат ЛА из-за погрешностей второго интегратора, который не охвачен обратной связью. Карданный подвес состоит из трех

рамок, что позволяет конструктивно выполнить его в малых габаритах.

Инерциальная система аналитического типа предусматривает постоянную ориентацию измерительных осей гироскопов и акселерометров в инерциальном пространстве. В системе моделируется не физически (т. е. не

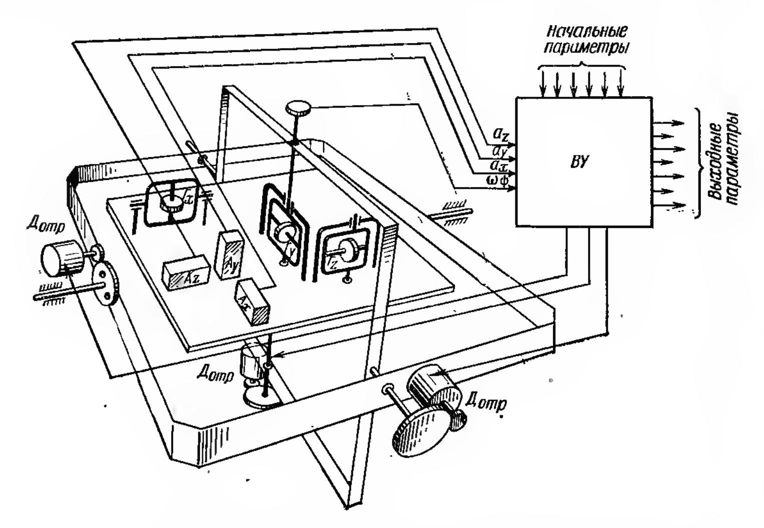


Рис. 2.2. Инерциальная система полуаналитического типа

корректируемый платформой и акселерометрами), а математически (т. е. вычислительным устройством) маятник с периодом колебаний $T = 84{,}4$ мин. В этом случае материализуется координатный трехгранник (триэдр), неподвижный в инерциальном пространстве. По отношению к нему ведутся все отсчеты угловых параметров, входящих в систему уравнений инерциальной системы, определяются скорость и координаты ЛА.

Принципиальная кинематическая схема системы с платформой, стабилизированной в инерциальном пространстве, показана на рис. 2.3. Для платформы, несущей блок акселерометров, предусмотрена силовая стабилизация. Погрешности инерциальной системы, построенной по аналитической схеме, обусловлены тем, что все интеграторы включены в контур аналитического моделирования маятника с периодом колебаний $T=84{,}4$ мин. Од-

нако требования к вычислительному устройству в этой системе более высокие (по объему вычислений, памяти запоминающего устройства, быстродействию и т. п.), чем у рассмотренных ранее инерциальных систем. Карданный подвес систем аналитического типа может быть выполнен значительно меньших размеров, чем в системах геометрического типа.

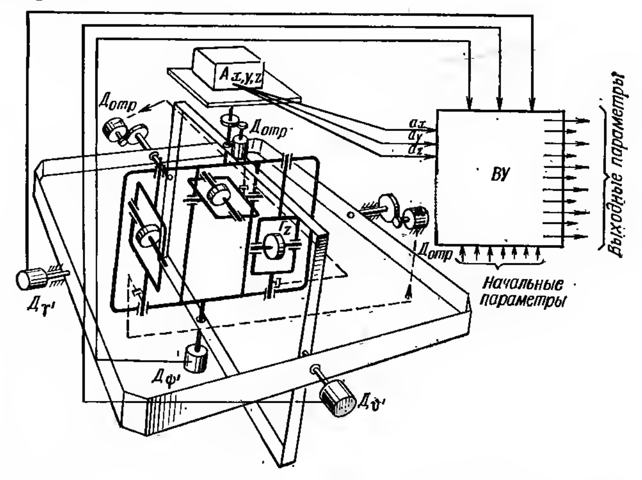
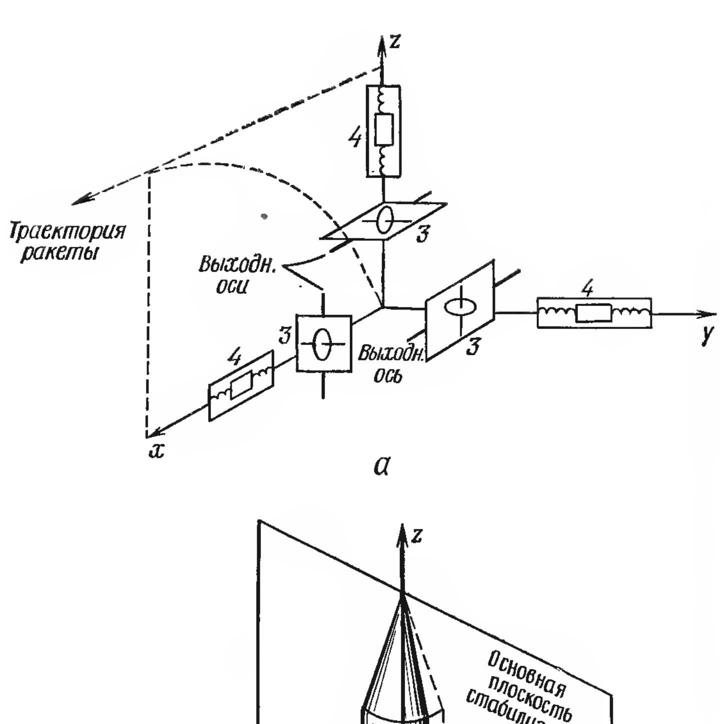


Рис. 2.3. Инерциальная система аналитического типа: $A_{x,\ y,\ z}$ — акселерометры; $Г_z$ — гироскоп; $Д_{отр}$ — двигатель отработки; $Д_{\gamma'}$, $Д_{\psi'}$, $Д_{\vartheta'}$ — датчики моментов; *ВУ* — вычислительное устройство

На рис. 2.4 показаны примеры ориентирования гироскопов и акселерометров на стабилизированной платформе, применяемой на баллистической ракете.

Возможен вариант построения инерциальной системы связанного типа (так называемая бесплатформенная или бескарданная инерциальная система), у которой базовые триэдры совпадают со связанной системой координат ракеты *Oxyz*. В такой системе (рис. 2.5) чувствительные элементы — акселерометр *1* и датчик *2* угловой величины — установлены на общем основании *3*, жестко связанном с корпусом *5* ракеты. Система координат *Oxy* связана с основанием *3*, а ось *Ox* совпадает с осью чувствительности акселерометра, которая в свою очередь совпадает с продольной осью ракеты.



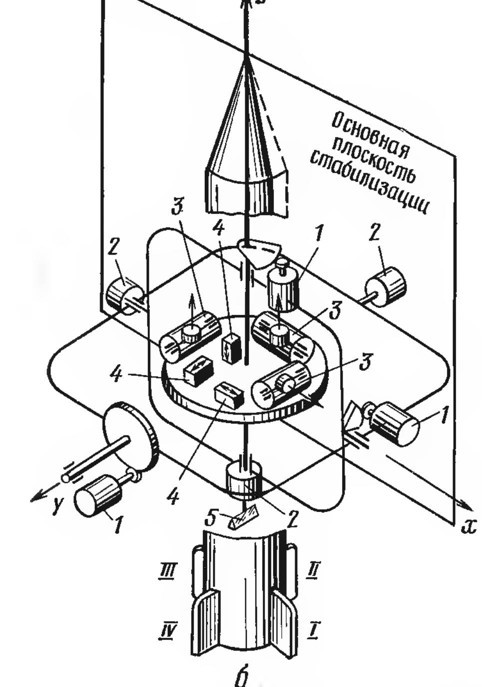


Рис. 2.4. Примеры ориентирования гироскопов и акселерометров на гироплатформе:

1 — двигатель стабилизации; *2* — датчик угла; *3* — гироскоп; *4* — акселерометр; *5* — контрольная призма

Датчик *2* измеряет абсолютные углы или угловые скорости поворота системы координат Oxy относительно невращающейся навигационной системы координат Ox_0y_0.

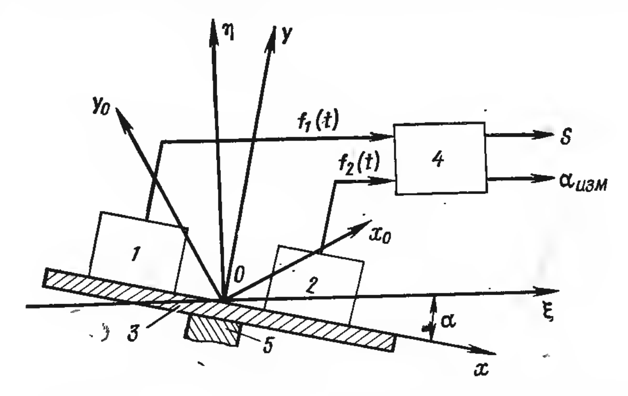


Рис. 2.5. Схема одноосной бесплатформенной инерциальной системы:

1 — акселерометр; *2* — датчик угловой величины; *3* — основание; *4* — вычислительное устройство; *5* — корпус ракеты

Выходные сигналы чувствительных элементов $f_1(t)$ и $f_2(t)$ подаются в вычислительное устройство *4*, на выходе которого получаются сигналы, пропорциональные измеренным величинам — координате S и углу наклона $\alpha_{изм}$ основания относительно горизонтальной оси $O\xi$.

Динамические свойства бескарданных инерциальных систем (БИС), характеризующие поведение системы при ее возмущенном состоянии, совпадают со свойствами инерциальных систем геометрического, полуаналитического и аналитического типа и описываются передаточной функцией колебательного звена без демпфирования. Практически эти свойства проявляются в том, что колебания вертикали вызывают погрешности определения горизонтальной координаты, меняющиеся по гармоническому закону с периодом Шулера.

В бескарданных инерциальных системах движение платформы моделируется математически в вычислительном устройстве. Точность моделирования определяется точностью вычислительного устройства и погрешностями датчиков первичной навигационной информации. В таких системах, по сообщениям иностранной печати, обычно используются вычислительные устройства дискретного

действия, что позволяет повысить точность и надежность системы и значительно упростить технологию ее изготовления, уменьшить габариты и массу. Так как углы наклона α могут быть значительными (при малых углах можно считать $\sin\alpha=\alpha$, $\cos\alpha=1$), алгоритм вычислительного устройства должен предусматривать решение пелинейной навигационной задачи.

В инерциальных системах карданного типа условия работы чувствительных элементов значительно облегчены, поскольку они устанавливаются на стабилизированной платформе и изолированы от угловых движений летательного аппарата, тогда как в бескарданных системах они тяжелее вследствие вибраций и больших угловых скоростей движения основания.

В бескарданных системах в наглядной форме выявляется роль акселерометра и датчика угловой величины: оба этих прибора выступают как равноценные датчики навигационной информации, содержащей сведения о поступательном и вращательном движениях основания. Это означает, что требования к точности и динамическим свойствам акселерометров и датчиков угловых величин должны быть примерно одинаковыми.

Инерциальным системам карданного типа, кроме инструментальных, свойственны методические погрешности, к которым относят ошибки, обусловленные взаимосвязью каналов измерения, неполным учетом кориолисовых ускорений, ошибками измерения скорости из-за неучета ее вертикальной составляющей, отступлением формы и гравитационного поля Земли от сферической симметрии. Взаимосвязь каналов можно практически не учитывать при использовании внешней информации для компенсации ошибок инерциальной системы. Точно определить составляющие ошибок, обусловленные кориолисовым ускорением, вертикальной скоростью полета и формой Земли, довольно трудно. Величины компенсирующих сигналов в выходных параметрах скорости и координатах можно рассчитать с помощью вычислительного устройства, если известна скорость полета от другого источника информации, имеющегося на борту ракеты.

Исследования инерциальных систем с карданными устройствами различного вида, проведенные зарубежными специалистами, показали, что их методические погрешности, характер инструментальных ошибок во времени, порожденных погрешностями акселерометров, и погрешности, вызванные ошибками начальной установки (выставки), примерно одинаковы.

Сравнение свойств различных инерциальных систем показывает, что схема геометрического типа имеет большие погрешности из-за ошибок систем отработки платформы по азимуту и в плоскости горизонта. Кроме того, в результате наложения управляющих воздействий для отработки углов поворота платформы увеличивается дрейф элементов в инерциальном пространстве по сравнению с дрейфом элементов аналитической системы, в работу которых не вносятся возмущения.

Инерциальной системе свойственно накопление погрешностей в определении координат местоположения, а также незатухающие колебания при начальных возмущениях. Устранить накопление погрешностей и обеспечить оптимальные переходные процессы в инерциальной системе можно при совместной работе последней с радионавигационными, астрономическими и другими устройствами.

Выбором вычислительного устройства соответствующей точности погрешности вычисления углов, определяющих положение условного трехгранника в системах полуаналитического и аналитического типа, принципиально могут быть уменьшены, как отмечалось в зарубежной печати, до любых заданных значений, в то время как точность отработки платформы геометрической инерциальной системы ограничивается технологическими возможностями производства.

Для приведения в готовность инерциальных систем карданного типа требуется значительное время. Оно слагается из времени запуска и выставки измерительных элементов системы и платформы. Для выставки платформы в ряде случаев используют специальную дорогостоящую аппаратуру.

За рубежом большое внимание уделяется вопросам создания усовершенствованных систем наведения стратегического оружия. Отмечается, что среди различных концепций обеспечения мобильности стратегических баллистических ракет с целью снижения их уязвимости наиболее перспективной считается создание ракет, запускаемых с самолета. Хотя реализация этой концепции яв-

ляется очень трудной с технической точки зрения, она в сочетании с достоинствами инерциального метода наведения может обеспечить минимальную уязвимость ракет.

Так, ВВС США успешно осуществили пуск баллистической ракеты дальнего действия типа «Минитмен» из заднего люка реактивного транспортного самолета С-5А. Эти испытания преследовали цель разместить в будущем на самолетах определенное количество ракет дальнего действия.

Фирма «Боинг» предлагает модификацию самолета МС-747 (на базе транспортного самолета 747) со взлетной массой приблизительно 400 т, который может нести 4 ракеты общей массой 181 т. Указывается, что расчетная дальность самолетных баллистических ракет 11 000 км, и их пуск должен осуществляться при горизонтальном полете самолета-носителя. Что касается точности наведения запускаемых с самолета стратегических баллистических ракет, то она, по утверждению специалистов, и с учетом существующей техники может быть сохранена на уровне точности стратегических ракет, базирующихся в пусковых шахтах.

Системы наведения разработанных к настоящему времени зарубежных ракет для стратегических бомбардировщиков, как правило, чисто инерциальные или инерциальные с различными типами коррекции: радиокоррекцией, астрокоррекцией и т. п. Конструктивные схемы ракет этой группы различные: баллистическая ракета (типа «Скайболт»); крылатая ракета самолетного типа (типа «Хаунд Дог», «Блю Стил»); крестокрылые ракеты.

Инерциальные системы для наведения ракет класса «воздух — земля» стратегического назначения, рассчитанных на большую дальность полета, применяют, по данным зарубежной печати, в сочетании с автопилотом. Такие системы являются автономными и только перед отделением от самолета из инерциальной системы последнего в них вводятся исходные данные.

При инерциальном наведении на начальном участке, а в последующем — самонаведении система наведения и управления содержит вычислительное устройство, в которое поступают данные о местоположении ракеты и цели, по которым вычисляются требуемые параметры траектории полета ракеты. Инерциальная система позволяет изменять параметры движения ракеты в широких

пределах, так что она может следовать к цели либо на предельно малых, либо на больших высотах. Такое сочетание в одной системе автономного управления и самонаведения позволяет наиболее полно использовать их положительные свойства. Возможны также случаи, когда на одном и том же участке траектории управление различными параметрами движения ракеты ведется разными методами.

Однако зарубежные специалисты считают, что инерциальные системы малопригодны для наведения на тактические цели, которые имеют сравнительно небольшие размеры и могут быть подвижными. Поэтому тактические ракеты класса «воздух—земля» оснащают главным образом радиокомандными и электроннооптическими (телевизионными) системами наведения.

2.3. ТИПОВАЯ СТРУКТУРНАЯ СХЕМА ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

В зависимости от способа получения первичной информации инерциальные системы разделяют на две группы:

— однородные, использующие датчики первичной информации одинакового принципа действия для измерения линейных ускорений и угловых движений (находят применение акселерометрические системы, использующие только акселерометры в качестве датчиков информации);

— разнородные, применяющие различные по принципу действия датчики первичной информации (для измерения линейных ускорений — акселерометры, а для измерения углов — гироскопические, астрономические и другие датчики угловых величин).

На рис. 2.6 представлена типовая структурная схема инерциальной системы. Блок *1* инерциальных измерителей и построителей направлений в пространстве обычно представляет собой совокупность акселерометров, измеряющих составляющие вектора ускорения движения центра масс ракеты под действием активных (негравитационных) сил, и датчиков угловой ориентации, моделирующих навигационную систему координат или измеряющих ее угловую скорость вращения. В зависимости от физической природы датчиков угловой ориентации группу разнородных инерциальных систем подразделяют

на гироинерциальные, использующие линейные акселерометры и различные виды гироскопических измерителей угловых ускорений, скоростей и углов, и астроинерциальные, основанные на применении линейных акселерометров и астрономических датчиков, определяющих направления осей инерциальных систем координат. Наиболее распространенными устройствами, используемыми для угловой ориентации, считаются гироскопические датчики.

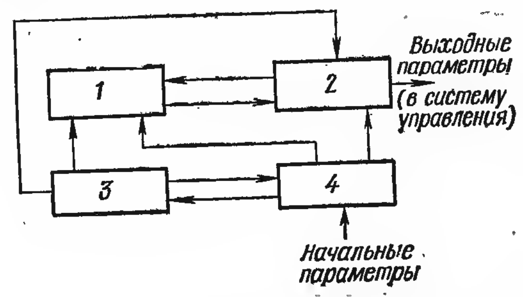


Рис. 2.6. Типовая структурная схема инерциальной системы:

1 — блок инерциальных измерителей и построителей направлений в пространстве; *2* — вычислительный блок; *3* — блок времени; *4* — блок ввода начальной информации

Датчики угловой ориентации наиболее часто на зарубежных ракетах выполняют в виде стабилизированных платформ, имеющих три степени свободы относительно корпуса ракеты. Для фиксации изменения скорости в любом направлении группу из трех акселерометров устанавливают на платформе так, чтобы их оси чувствительности были взаимно перпендикулярны. Ориентация осей чувствительности осуществляется гироскопами таким образом, что компоненты суммарного вектора ускорения определяются в системе отсчета, образованной стабилизированной платформой. Моделирование систем координат осуществляется геометрически, полуаналитически и аналитически.

Блок *1* включает также следящие системы стабилизации платформы и коррекции методических погрешностей. Измерительная информация с этого блока выдается в вычислительный блок *2*.

При применении так называемых силовых акселерометров справедлива теорема о динамическом подобии:

динамика движения воспринимающего элемента акселерометра под действием сил реакций связей с ЛА подобна динамике самого ЛА под действием внешних активных сил. Поэтому в вычислительном блоке осуществляется интегрирование уравнения ускорения (уравнения движения воспринимающего элемента акселерометра) для вычисления необходимых параметров движения с учетом гравитационного ускорения. В некоторых системах в блоке *2* могут формироваться сигналы управления ориентацией акселерометров и сигналы компенсации систематических погрешностей.

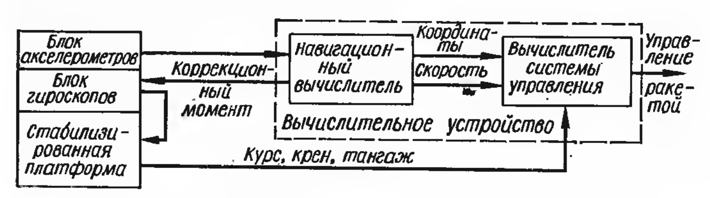


Рис. 2.7. Структурная схема разнородной инерциальной системы

Блок ввода начальной и исходной информации *4* служит для ввода данных, необходимых для ориентации инерциальных измерителей и интегрирования уравнения ускорения, в том числе и данных о гравитационном поле. Из блока времени *3* в блоки *1*, *2* и *4* поступают сигналы времени, потребность в учете которого возникает, начиная от подготовки инерциальной системы и кончая завершением полета ЛА.

На рис. 2.7 представлена структурная схема разнородной инерциальной системы (блок ввода начальной информации не показан). Стабилизированная платформа выполняет две задачи: построение опорной системы координат с помощью гироскопов и приведение показаний акселерометров к опорной координатной системе. Выработка текущих значений координат, скорости и управляющих сигналов осуществляется вычислительным устройством. Навигационный вычислитель можно использовать также для изменения ориентации осей опорной системы координат в функции от местоположения ракеты, например для построения географической системы координат.

На структуру инерциальных систем влияют также форма и содержание выходной информации, требующейся для выполнения задач навигации и управления. В зависимости от вида систем координат, используемых для формирования выходной информации, инерциальные системы разделяют следующим образом:

— системы прямоугольной системы координат;
— системы сферической системы координат;
— системы цилиндрической системы координат;
— системы косоугольной системы координат;
— системы криволинейной системы координат и др.

По виду навигационных задач, которые возлагаются на инерциальные системы, их можно подразделить на системы:

— общей ориентировки, дающие координаты местонахождения в глобальном масштабе (географические, геоцентрические, ортодромические и др.);
— траекторные, определяющие местоположение относительно заданной траектории;
— полярные, определяющие местоположение ЛА относительно «полюса» (цели, заданного ориентира и т. п.), допуская при этом свободный навигационный маневр;
— перехвата, осуществляющие наведение на движущуюся цель, и др.

Для понимания принципа работы инерциальной системы необходимо знать особенности измерения векторных навигационных величин. Примерами таких величин являются ускорения и скорости ЛА, напряженность магнитного, электростатического, гравитационного и других полей и т. п.

На рис. 2.8 представлена структурная схема навигационного устройства для измерения векторной величины f_i. Оно содержит систему чувствительных элементов ($ЧЭ_x$, $ЧЭ_y$, $ЧЭ_z$), оси чувствительности которых ориентированы по осям так называемой приборной системы координат $Oxyz$. Эта система может быть связана с корпусом ЛА, например, одна ось направлена вдоль продольной оси, а две другие перпендикулярны ей (в этом случае ее также называют связанной системой координат), или с какой-либо платформой. Преобразователь (*Пр*) превращает выходной сигнал чувствительного элемента в другой сигнал, удобный для обработки информации (например, механическое пере-

мещение преобразуется в электрический сигнал). С помощью измерительной схемы (*ИС*) решается обратная задача метода навигации: по измеренной величине f_i определяется совокупность навигационных координат x_i (координаты местоположения, составляющие вектора

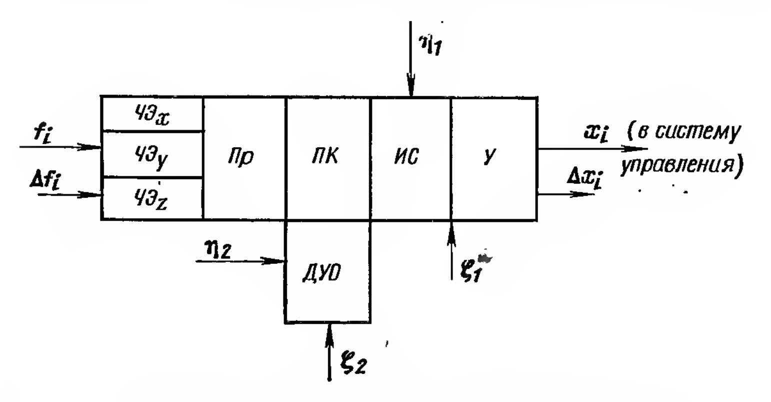


Рис. 2.8. Структурная схема навигационного устройства, измеряющего векторную величину

скорости движения и другие параметры относительного движения ЛА) с учетом функциональной связи между f_i и x_i. Усилитель (*У*) изменяет уровень выходного сигнала до величины, необходимой для использования в системе управления. Особого внимания в этой схеме заслуживает преобразователь координат (*ПК*), который преобразует сигналы измеренной векторной величины из приборной системы координат $Oxyz$ в псевдонавигационную систему координат $O'x'y'z'$. Направление осей системы координат $O'x'y'z'$ воспроизводится с помощью датчиков угловой ориентации. Псевдонавигационная система координат является моделью навигационной (опорной, базовой) системы координат $Ox_0y_0z_0$, относительно которой определяются навигационные координаты x_i. Параллельность одноименных осей координат $O'x'y'z'$ и $Ox_0y_0z_0$ выдерживается с точностью, которую обеспечивают датчики угловой ориентации. Составными частями этих датчиков (на схеме они не показаны) являются: система чувствительных элементов, реагирующих на угловые движения, и устройства для

преобразования, обработки и выдачи информации. Благодаря преобразованию измеренной векторной величины в псевдонавигационную систему координат измерительная схема (*ИС*) решает задачу метода навигации, представленную в векторной форме и приведенную к единой системе координат. Погрешности выходного сигнала $\Delta \bar{x}_i = \bar{x}'_i - \bar{x}_i$ зависят от входной погрешности метода навигации $\Delta \bar{f}_i$, от возмущений $\bar{\eta}_1$, $\bar{\eta}_2$, $\bar{\zeta}_1$, $\bar{\zeta}_2$, от изменения параметров всех составных частей навигационного устройства и других причин.

Навигационные системы координат, моделируемые датчиками угловой ориентации, могут воспроизводить:

— инерциальные системы координат, к которым (с точностью, достаточной для практических целей) можно отнести гелиоцентрическую и экваториальную системы координат;

— геоцентрические, географические и другие системы координат, связанные с центром Земли и участвующие в ее вращении;

— горизонтальные системы координат и др.

Из механики известно, что состояние механической системы в текущий момент времени определяется величинами координат и скорости относительно какой-либо системы отсчета. Инерциальная система измеряет координаты и скорость по отношению к навигационной системе координат, но не непосредственно, а путем измерения составляющих вектора ускорения ЛА с помощью датчиков первичной информации — акселерометров. Соотношения, связывающие ускорения с координатами и скоростями, получаются из уравнений движения ЛА; двойное интегрирование ускорения позволяет определить координаты местоположения. Но перед интегрированием сигналы, пропорциональные составляющим ускорения, измеренным в приборной системе координат, которая образована осями чувствительности акселерометров, преобразовываются в навигационную систему координат.

Для вычислений важны две системы координат: навигационная (опорная, базовая) и координатная система акселерометров, поскольку бортовое вычислительное устройство на иностранных ракетах выполняют так, что автоматически вырабатываются матрицы преобразований для перевода всех интересующих нас величин в любую

из систем координат в зависимости от формы и содержания выходной информации, требующейся для выполнения задач навигации и управления.

2.4. ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Типовая разнородная инерциальная система включает следующие основные элементы: акселерометры, гироскопы, вычислительное устройство, следящие приводы и устройства, используемые при предстартовой ориентации гиростабилизированной платформы (выставке).

Основными приборами таких инерциальных систем являются акселерометры, используемые для измерения ускорений, и гироскопы, необходимые для создания пространственной системы отсчета для акселерометров и как источники информации о пространственной ориентации ракеты. Точность инерциальных систем, по мнению зарубежных специалистов, во многом ограничена точностью и чувствительностью этих приборов.

Точность приборов зависит как от умения конструкторов свести к минимуму ошибки, присущие приборам, так и от тщательности их производства, при котором основное внимание уделяют таким факторам, как точность размеров, высокая прочность деталей, выбор материалов, чрезвычайная чистота при сборке и т. п. Каждый этап в улучшении качества этих приборов воплощает важнейшие современные достижения техники.

Акселерометры

Эти приборы предназначены для измерения ускорения, приобретаемого ракетой из-за воздействия на нее внешних сил негравитационного происхождения. Методы измерений, которые используют для построения акселерометров, могут быть разнообразные, что вытекает из принципа относительности. Действительно, если в равномерном и прямолинейном движении невозможно внутри любого объекта обнаружить состояние покоя или равномерного прямолинейного движения, то его ускоренное движение под действием активных сил является абсолютным и может быть обнаружено в замкнутом объеме с помощью любых механических (по Галилею) и по-

средством оптических, магнитных и других физических опытов (по Эйнштейну). Следовательно, измерение ускорений внутри объекта, вызванных действием на объект активных (негравитационных) сил, может быть абсолютно автономным. Поэтому на практике получили применение разнообразные устройства для измерения ускорений.

Инерциальное счисление пути может быть выполнено двумя группами методов измерений. Первая группа методов («баллистическая» инерциальная навигация) реализует первый закон Ньютона. Вторая группа методов (методы «динамического подобия») базируется на втором законе Ньютона. В соответствии с этим акселерометры делятся на две группы: баллистические и силовые.

Баллистические методы измерений основаны на использовании свободных тел, струй жидкостей или газов, потоков плазмы и лучей заряженных частиц, а также лучей света. Для реализации таких акселерометров требуется высокая стабильность скорости и направления испускания частиц (тел), струй или лучей, а также большая точность регистрации их перемещений. В соответствии с этим в баллистической инерциальной навигации инерциальная система отсчета реализуется физически с помощью свободно летящих опорных тел, а определение относительных координат осуществляется геометрически, путем непосредственного измерения расстояний до этих тел.

Вторая группа методов измерений основана на применении опорных тел, кинематически связанных с объектом. Инерциальная система отсчета, относительно которой ведется счисление пути, реализуется аналитически, поскольку опорное тело движется вместе с объектом. Здесь инерциальная система отсчета выступает в неявном виде, и ее текущее положение относительно объекта может быть найдено в результате аналитического решения вычислительным устройством дифференциального уравнения динамики движения объекта

$$(M_0+m)\ddot{\boldsymbol{R}}=\boldsymbol{P}+\boldsymbol{Q},$$

где $\ddot{\boldsymbol{R}}$ — ускорение во времени искомого радиуса-вектора центра масс объекта относительно инерциальной системы отсчета;

$\boldsymbol{P}$ и $\boldsymbol{Q}$ — активная сила и сила тяготения, действующие на объект (сила $\boldsymbol{Q}$ должна быть задана);

M_0+m — полная масса объекта вместе с присоединенным опорным телом.

Силу $\boldsymbol{P}=\frac{M_0+m}{m}\boldsymbol{F}$ на основании теоремы о динамическом подобии можно вычислить, измеряя с помощью акселерометра силу $\boldsymbol{F}$ — силу реакции связи опорного тела (воспринимающей массы) акселерометра с объектом.

Наибольшее применение в зарубежных системах находят силовые акселерометры с одной степенью свободы перемещения инерционной массы (с одной осью чувствительности). В качестве выходного сигнала акселерометра используется какой-либо параметр, однозначно связанный с силой реакции подвеса. Если выходной сигнал связан с силой реакции подвеса линейной зависимостью, такой акселерометр называют простым и его показания тарируют в единицах ускорения. Акселерометр, у которого сила реакции подвеса связана линейной зависимостью с первой или второй производной по времени от выходного сигнала, называют соответственно однократно и двукратно интегрирующим, его показания тарируют соответственно в единицах скорости и пути.

Силовые акселерометры можно классифицировать и по другим признакам.

По характеру перемещения инерционной массы — осевые и маятниковые. У осевых акселерометров инерционная масса движется поступательно, у маятниковых — вращательно.

По способу подвеса чувствительного элемента акселерометра (инерционной массы) — пружинные; с жесткими опорами; с гидравлическим подвесом; с аэродинамическим подвесом; с электростатическим подвесом; с магнитным подвесом и др.

По виду выходных сигналов — механические, у которых выходной сигнал получается в виде перемещений; электрические — с выходными сигналами в виде силы тока или напряжения; параметрические, у которых выходным сигналом является изменяющийся физический параметр (сопротивление, размер тела, напряженность и т. п); временные — в виде частот, периодов и т. п.

Выбор того или иного принципа действия силового акселерометра определяется возможностями получения необходимой чувствительности измерения ускорений, диапазоном измерений, динамическими свойствами приборов, их размерами, массой, потребляемой энергией, надежностью, формой выходного сигнала и т. п. Кроме того, необходимо учитывать возможность сочетания сигналов акселерометра с другими устройствами (элементами) инерциальной системы, а также их технологические и эксплуатационные свойства.

Для акселерометров, применяемых в инерциальных системах ракет, наиболее важными являются следующие характеристики: порог чувствительности, линейность передаточной функции, отсутствие гистерезиса, разрешающая способность, смещение нуля, пределы измерения ускорений и влияние перекрестных связей между каналами измерения.

Так, приборы, применяемые в инерциальных системах управления баллистическими ракетами, должны удовлетворять следующим требованиям [6]:

Отклонение от линейности	$1:10^4-1:10^5$
Смещение нуля	$10^{-4}-10^{-5}g$
Пределы измерения ускорений . . .	$\pm 10g$ при длительном воздействии
Влияние ускорения a, нормального к оси чувствительности, на ускорение, измеренное вдоль оси чувствительности . .	Не более $10^{-4}-10^{-5}a$

Как видно, эти требования очень жесткие. Так как выходной сигнал акселерометра дважды интегрируется во времени, то любая ошибка нарастает пропорционально квадрату времени, поэтому так важно минимизировать погрешности акселерометров.

Гироскопы

С развитием и совершенствованием ракет возникли некоторые специальные проблемы. Одна из них связана с разработкой малогабаритных прецизионных гироскопов, к которым предъявляются весьма высокие требования точности, надежности и долговечности с учетом специфики эксплуатации: огромных ускорений и скоростей полета, значительных вибраций, длительного

хранения, сложных условий транспортировки ракет, большого температурного интервала, в котором могут применяться ракеты.

Гироскопы используются для создания стабилизированной платформы или системы отсчета для акселерометров, имеющей фиксированную или известную (изменяющуюся по определенному закону) ориентацию в пространстве. Могут применяться также как интеграторы в гиромаятниковых акселерометрах (например, в конструкции гиромаятникового поплавкового интегрирующего акселерометра). Гироскопы удобно использовать в качестве датчиков параметров углового движения, т. е. углов, угловых скоростей и угловых ускорений, определяющих угловую ориентацию объекта.

Основным элементом таких устройств является инерционная масса (ротор), которая вращается с большой угловой скоростью и сохраняет положение оси собственного вращения неподвижным в пространстве при установке этой массы в соответствующий подвес. Другим свойством гироскопа, позволяющим использовать его в качестве датчика параметров углового движения, является прецессия гироскопа под действием внешней силы. Если внешняя сила приложена относительно входной оси φ (рис. 2.9), разворот, или прецессия, гироскопа происходит относительно выходной оси ψ. Если сила перестает действовать, прецессия прекращается.

Гироскопы в зависимости от числа степеней свободы поворота ротора относительно основания делятся на трехстепенные или свободные * (рис. 2.9) и двухстепенные.

По характеру зависимости между моментом реакции подвеса и выходным сигналом гироскопы делят на однократно интегрирующие и двукратно интегрирующие.

Однократно интегрирующим гироскопом называется такой датчик первичной информации о вращении базовых осей, выходной сигнал которого связан с однократным интегралом от измеряемой составляющей вектора углового ускорения (угловой скоростью) корпуса прибора однозначной функциональной зависимостью (обычно

* Свободным называется гироскоп с тремя степенями свободы, на который не действуют никакие внешние силы и у которого центр масс совпадает с точкой пересечения осей карданного подвеса.

линейной). Такой датчик называют датчиком угловой скорости (ДУС).

Двукратно интегрирующим гироскопом называется такой датчик первичной информации о вращении базовых осей, выходной сигнал которого связан с двукратным интегралом от измеряемой составляющей вектора углового ускорения (углом поворота) корпуса прибора

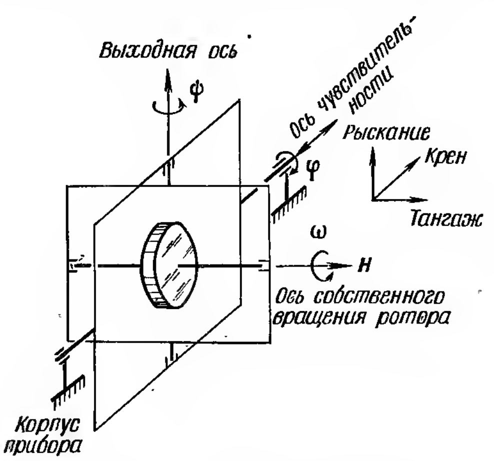


Рис. 2.9. Схема свободного гироскопа

однозначной функциональной зависимостью (как правило, линейной). Обычно в качестве двукратно интегрирующих гироскопов применяются трехстепенные (свободные) гироскопы.

Быстровращающийся ротор с осевой симметрией в гироскопе является носителем механического момента количества движения (кинетического момента) ***H***, изменение которого фиксируется гироскопом. Наряду с твердым телом в качестве носителей момента количества движения могут быть использованы также жидкие и газообразные среды.

Кроме обычных принципиально возможно использовать в качестве носителей момента количества движения также и силовые поля любой физической природы. Как и в обычных гироскопических устройствах, носитель момента количества движения, например, электромагнитной природы, должен быть локализован в некотором замкнутом объеме. Элементы, обеспечивающие такую локализацию, можно по аналогии с обычными гироскопами условно назвать подвесом.

В любых случаях изменение момента количества движения зависит только от взаимодействия носителя момента количества движения с подвесом, в котором он установлен. Следовательно, изменение момента количества движения, исходя из третьего закона Ньютона, полностью определяется моментами реакции подвеса, которые только и могут измеряться гироскопами. Таким образом, основной величиной, характеризующей любой гироскоп, является вектор момента количества движения, направление которого в той или иной форме материализуется в этом гироскопе. Поэтому выходным параметром любого гироскопа можно считать параметр, характеризующий изменение вектора момента количества движения, т. е. момент силы, обусловливающий изменение вектора момента количества движения.

Создание прецизионных гироскопов, по мнению зарубежных специалистов, является одной из основных и в то же время технически наиболее сложных задач при проектировании инерциальных систем, удовлетворяющих высоким требованиям по точности.

Используя два основных свойства гироскопа — свойство стабильно удерживать свою ось в инерциальном пространстве и свойство прецессии, конструкторы создали разнообразные гироскопические приборы, применяемые в системах управления различных ракет:

— гироскопы направления — для определения угловых отклонений ракеты от заданного направления;

— гировертикали — для определения на ракете стабильного направления истинной вертикали;

— дифференцирующие гироскопы и гиротахометры — для определения производных от углового отклонения и измерения угловой скорости ракеты;

— интегрирующие гироскопы — для интегрирования ускорений;

— гиростабилизаторы — для стабилизации ракеты в трехмерном пространстве.

Гироскоп направления, представляющий собой трехстепенной гироскоп, предназначен для создания навигационной (опорной) системы отсчета, относительно которой можно было бы измерять угловые от-

клонения, например углы крена φ, рыскания ψ и тангажа θ.

Гировертикали служат для создания опорного вертикального направления на подвижном объекте (ракете, самолете и т. д.). Для этой цели используется трехстепенной гироскоп, ось вращения которого направлена по вертикали. Для компенсации ухода оси от вертикального направления в гировертикалях применяют корректирующие устройства. В качестве гировертикалей используют также гироскоп, у которого центр масс смещен относительно неподвижной точки опоры вдоль главной оси.

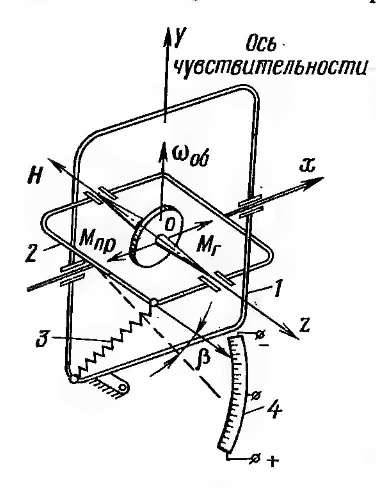


Рис. 2.10. Схема дифференцирующего гироскопа:

1 — внешняя рамка; 2 — внутренняя рамка; 3 — пружина; 4 — потенциометрический датчик

В настоящее время для измерения истинного курса на подводных лодках, кораблях, вертолетах, а также для предстартовой азимутальной ориентации ракет применяются гирокомпасы. В ряде инерциальных систем они используются для азимутальной ориентации акселерометров.

Принцип действия гирокомпаса основан на взаимодействии трехстепенно́го гироскопа с маятниковой вертикалью, благодаря чему гироскоп устанавливается определенным образом в азимуте.

Дифференцирующий гироскоп (рис. 2.10) использует свойство прецессии. Он называется также скоростным. Это двухстепенной гироскоп, внешняя рамка 1 которого жестко укреплена на корпусе подвижного объекта (ракеты, самолета и т. п.). Таким образом, одна степень свободы гироскопа ликвидирована. Кожух гироскопа (внутренняя рамка) 2 связан с внешней рамкой пружиной 3.

Гироскоп располагается на объекте так, что ось внешней рамки совпадает с вектором его угловой скорости $\omega_{об}$. В этом случае гироскоп одновременно участвует в

двух вращательных движениях — переносном с угловой скоростью $\omega_{об}$ и относительном с угловой скоростью собственного вращения Ω. В результате появляется гироскопический момент, направленный по оси x и равный $M_г = H\omega_{об}\cos\beta$. Угол отклонения β внутренней рамки 2 обычно мал, поэтому $\cos\beta \approx 1$.

Повороту внутренней рамки под действием гироскопического момента $M_г$ противодействует пружина 3, позволяя рамке поворачиваться на небольшой угол β, пока внешний момент пружины $M_{пр}$ не будет равен гироскопическому моменту $M_г$.

Момент пружины $M_{пр}$ пропорционален углу поворота гироскопа β, т. е. $M_{пр} = k\beta$, поэтому в установившемся процессе (при постоянной угловой скорости $\omega_{об}$)

$$\beta = \frac{H}{k}\omega_{об},$$

где k — коэффициент жесткости пружины.

Таким образом, выходной сигнал — угол β, который с помощью потенциометра 4 можно преобразовать в электрический сигнал, пропорционален угловой скорости объекта вокруг оси Oy — оси чувствительности скоростного гироскопа.

Скоростные гироскопы, являясь измерителями абсолютной угловой скорости объекта, могут быть использованы для моделирования инерциальной системы координат.

Интегрирующие (обычно поплавковые) гироскопы (рис. 2.11) также применяются для моделиро-

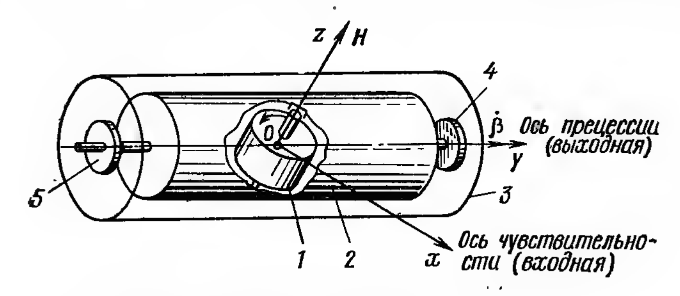


Рис. 2.11. Схема интегрирующего гироскопа:

1 — ротор; 2 — поплавок; 3 — корпус; 4 — датчик угла; 5 — датчик момента

вания инерциальной системы координат. Выходной сигнал этих гироскопов пропорционален интегралу от угловой скорости объекта вокруг оси Ox. Ротор *1* гироскопа помещен в герметический кожух — поплавок *2*, который может поворачиваться относительно внешнего герметичного корпуса *3* прибора. Пространство между поплавком и корпусом прибора заполнено жидкостью. Подъемная сила, приложенная к поплавку, уравновешивает его вес, благодаря чему устраняется давление на опоры поплавка и уменьшается трение в них. Одновременно жидкость используется для получения требуемого демпфирования и достижения высокой виброустойчивости, а также ударостойкости и ударопрочности поплавковых гироскопов. Угол поворота поплавка β относительно корпуса измеряется датчиком угла *4* (обычно индукционным). На оси вращения поплавка устанавливается датчик момента *5*, используемый для начальной выставки гироскопа.

Скорость дрейфа поплавковых гироскопов, по сведениям зарубежной печати, находится в пределах от 0,15 до 0,01 град/ч и менее. В них происходит почти полная разгрузка опор. Основным недостатком поплавковых гироскопов является изменение вязкости жидкости в зависимости от температуры окружающей среды. Для уменьшения этого недостатка требуется термокомпенсация.

Другие способы подвески гироскопов основаны на газовых опорах, электростатических и электромагнитных устройствах. За рубежом разрабатываются новые конструкции гироскопических приборов, использующие жидкостные, вибрационные, ядерные и другие гироскопы.

Гиростабилизаторы представляют собой гироскопическую систему, включающую два гироскопа и более. Они предназначаются для удержания в заданном направлении (положении) какой-либо платформы, расположенной на подвижном основании (ракете, самолете), относительно навигационной системы координат. Существуют различные схемы гиростабилизаторов, которые обеспечивают стабилизацию относительно двух (стабилизацию плоскости) или трех (пространственную стабилизацию) осей.

Для удержания платформы с акселерометрами в фиксированном положении используется свойство свободного (астатического) гироскопа сохранять положение оси своего ротора неизменным в инерциальном пространстве. Стабилизированная платформа воплощает в себе идею гироскопа с тремя степенями свободы с невращающимся ротором, который тем не менее сохраняет неизменным расположение оси ротора в инерциальном пространстве, т. е. материализует фиксированную в этом пространстве навигационную (опорную) систему координат.

Карданный подвес, поддерживающий платформу, изолирует ее от угловых движений объекта (ракеты, самолета) и исключает влияние колебаний объекта на работу высокоточных измерительных приборов (акселерометров и гироскопов), установленных на платформе. Углы тангажа, крена и курса (рыскания), характеризующие ориентацию объекта, измеряются с помощью датчиков, смонтированных на карданных рамках (кольцах).

Конструкция платформы и карданного подвеса, как считают зарубежные специалисты, зависит от приборов, которые используются в инерциальной системе наведения, и от назначения объекта, на котором устанавливается платформа. Например, если объект должен иметь свободу маневра, необходимо иметь подвес с четырьмя рамками, чтобы не нарушалась работа платформы. В некоторых системах все гироскопы и акселерометры устанавливают вместе, в других гироскопы устанавливают на одной платформе, а акселерометры — на другой. Это определяется способом построения инерциальных систем.

Гироплатформа обычно стабилизируется относительно трех взаимно перпендикулярных осей карданного подвеса. Для каждой оси используется свое стабилизирующее устройство. Отклонение платформы от первоначально установленного направления называют уходом или дрейфом.

Известны два типа конструктивного исполнения платформ. В платформах первого типа все чувствительные элементы группируются вместе в центральной части карданного подвеса — платформы карданного типа с внешней системой карданного подвеса (внутренней стабилизируемой частью). В платформах второго типа площадка со стабилизируемыми элементами выступает за габариты карданного подвеса. Их называют платформами

с внутренней системой карданного подвеса (внешней стабилизированной частью). Платформы первого типа меньше и легче платформ второго типа, их компактность позволяет получить лучшие характеристики в отношении вибрации и ударных перегрузок.

На рис. 2.12 показан общий вид гиростабилизированной платформы с внешней системой карданного подвеса, применяемой на зарубежных баллистических ракетах средней дальности.

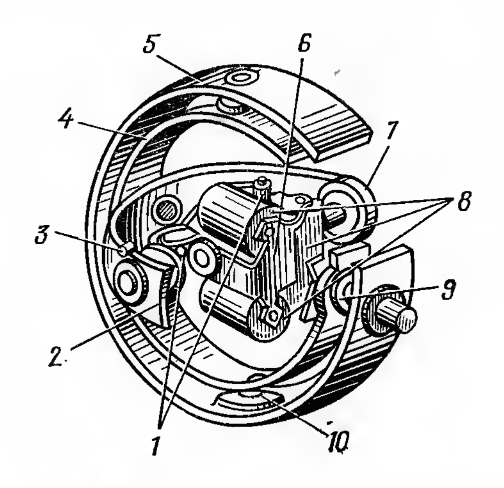


Рис. 2.12. Общий вид гироплатформы в трехрамочном карданном подвесе:

1 — гироакселерометр; *2* — карданная рамка рыскания; *3* — датчик тангажа; *4* — карданная рамка крена; *5* — опорная карданная рамка; *6* — платформа; *7* — моментный датчик канала тангажа; *8* — стабилизирующий гироскоп; *9* — моментный датчик рыскания; *10* — моментный датчик крена

Три поплавковых двухстепенных интегрирующих гироскопа *8* установлены на обработанной механическим способом поверхности литой платформы *6*. На ней установлены также три гироакселерометра *1*. Оси чувствительности соответствующих гироскопов и акселерометров параллельны друг другу и образуют два совмещенных ортогональных триэдра (рис. 2.4).

Большая плотность монтажа сводит к минимуму количество необходимых токоподводов и другой аппаратуры коммутации, так как элементы сервопривода акселерометра устанавливаются непосредственно на платформе, а не на промежуточных опорных деталях. Исключение промежуточных опорных деталей и других механических узлов, повышая надежность устройства, не нарушает заводскую регулировку акселерометров.

Большая плотность монтажа, достигаемая в такой конструкции платформы, снижает требования к объему термостата и, следовательно, упрощает создание необходимой температурной стабилизации для чувствительных элементов инерциальной системы. Стабильность характеристик элементов инерциальной системы является важным фактором в деле повышения боеготовности, так как при соблюдении этих требований отпадает необходимость в калибровке, отладке и окончательной проверке инерциальных приборов перед пуском.

Другим преимуществом описываемой конструкции является то обстоятельство, что рамки подвеса служат естественной опорой для коррекционных моментных датчиков *7*, *9* и *10*. Исключение зоны нечувствительности, решение ряда проблем устойчивости привода позволило добиться высокой разрешающей способности системы.

Использованию миниатюризованных коррекционных моментных датчиков препятствовали сложность и размеры необходимых усилителей мощности. Однако уменьшение требуемых моментов в новых гироскопах, миниатюризация карданного подвеса, а также прогресс в области полупроводниковой техники позволили создать сверхминиатюрные и экономичные усилители, обеспечивающие достаточную мощность на выходе. Это позволило использовать кинематические элементы карданного подвеса для крепления на нем электромеханических преобразователей и датчиков, усилителей на интегральных схемах и других элементов без значительного увеличения габаритов инерциальных блоков.

Поскольку на точность гироскопов в большой степени влияет трение в опорах, усилия иностранных специалистов направлены на разработку подвесов с минимальным моментом трения.

Гироскопам с шарикоподшипниковыми опорами свойственны следующие недостатки: момент трения все еще значительный и нестабильный, вибрационная и ударная прочность и устойчивость недостаточные, осуществление

требуемого демпфирования колебаний связано с трудностями, поэтому получить скорость дрейфа гироскопа менее 0,2 град/ч, по мнению зарубежных специалистов, трудно.

Наряду с поплавковыми гироскопами на иностранных ракетах широко применяются гироскопы на газовых опорах, которые отличаются долговечностью, надежностью и малым дрейфом.

По способу создания несущей способности газовые опоры разделяют на аэростатические, работающие с внешним наддувом, аэродинамические, у которых газовая подушка образуется за счет подсоса газов, комбинированные, использующие одновременно наддув и подсос.

Газовые опоры имеют высокую работоспособность в широком диапазоне температур; трение и износ поверхностей цапфы и подшипника практически отсутствуют. Однако такие опоры отличаются небольшой несущей способностью и не всегда устойчивы.

На работу гироскопов, собранных на газовых или жидкостных подшипниках с малым моментом трения, влияют некоторые возмущающие внешние силы. Моменты, возникающие от действия этих сил, могут быть разделены на две группы:

1. Моменты, свойственные всем подшипникам. Из-за несовершенства технологии их изготовления возникают паразитные механические связи, контакты, однако их влияние можно сделать настолько малым, что это практически не скажется на точности наведения.

2. Моменты, вызываемые сдвигом центра масс плавающего или парящего в газе гироузла от оси симметрии при ускорениях объекта. Уменьшение их влияния является основной проблемой в ходе дальнейших усовершенствований гироскопов, применяемых на ракетах. Кроме того, непостоянство размеров гироузла во всех условиях полета и неравножесткость поплавковой камеры также приводят к возникновению возмущающих моментов.

Все эти возмущающие моменты должны поддерживаться компенсационными или иными устройствами на минимальном уровне для гироскопов с обоими типами опор.

При конструировании гироскопов стремятся достичь наилучшего компромисса между его массой, размерами и простотой конструкции.

Вычислительное устройство

Роль вычислительного устройства в инерциальной системе состоит в обработке информации, полученной от различных датчиков системы наведения, и выработке выходных величин для управления полетом ракеты.

В инерциальной системе основными входными величинами являются ускорения и параметры вращательного движения, снимаемые с акселерометров и гироскопов соответственно. Вычисления производятся непрерывно в процессе поступления информации. Выходные сигналы вычислительного устройства поступают в систему управления, а также заводятся по цепи обратной связи на акселерометры или гироскопы, корректируя выходные сигналы этих приборов.

Одна из основных задач вычислительного устройства состоит в интегрировании сигналов, поступающих с акселерометров. Для получения информации о скорости сигналы интегрируются один раз, а для получения данных о местоположении — два раза (при применении простых акселерометров).

Суть вычислений заключается в обработке данных, полученных от инерциальных элементов, в соответствии с видом уравнения движения, реализуемого системой управления, с максимальной компенсацией (коррекцией) ошибок.

Вычислительное устройство может использоваться не только для обработки полученной информации, но и для реализации закона управления, описывающего изменение прикладываемых к объекту управляющих сил, в зависимости от времени.

В инерциальных системах помимо вычислений, обусловленных видом уравнений управления и стабилизации, часто требуются и некоторые другие вычисления. Такие вычисления включают предстартовую калибровку и выставку системы, оптимизацию траектории, проверку системы и счет времени в процессе подготовки ракеты к старту.

Вычислительные устройства могут быть трех типов — аналоговыми, цифровыми и аналого-цифровыми (гибридными), которые используются обычно для разных целей. Выбор типа вычислительного устройства зависит,

как считают зарубежные специалисты, от назначения ракеты и, следовательно, от вида решаемых уравнений движения.

Помимо перечисленных выше функций вычислительные устройства в инерциальных системах осуществляют пересчет координат местоположения из одной координатной системы в другую, формируют компенсационные сигналы гравитационных ускорений и других методических погрешностей.

Следящие системы

Как было сказано выше, обычно инерциальные приборы устанавливают на стабилизированной платформе, которая с помощью карданного подвеса изолирована от угловых перемещений движущегося объекта. Гироскопы воспринимают угловые перемещения платформы и вырабатывают сигналы, поступающие на специальные коррекционные двигатели вращения (моментные двигатели) осей карданного подвеса, которые придают платформе требуемую ориентацию. Эти двигатели и связанные с ними электрические контуры образуют следящие системы.

Измерение угловых движений может быть обеспечено двумя трехстепенными или тремя двухстепенными гироскопами. Наибольшее применение на иностранных ракетах находит схема стабилизации с тремя двухстепенными гироскопами, установленными на платформе, которые преобразуют моменты, возникающие относительно осей стабилизации (осей чувствительности гироскопов), в угловую скорость относительно измерительных (выходных) осей. Установленные на этой оси датчики выдают выходные сигналы, пропорциональные углам отклонения соответствующих осей стабилизации, т. е. интегралам от угловой скорости прецессии. Через корректирующие цепи и усилители выходной сигнал управляет двигателем стабилизируемой оси, компенсируя первоначально возникший возмущающий момент.

Поскольку гироскоп, установленный на платформе, может рассматриваться как инерционное звено, необходимо компенсировать сдвиг по фазе, обусловленный свойствами применяемого интегрирующего гироскопа, а также запаздывание в элементах следящей системы.

Должно быть обеспечено также достаточное демпфирование, чтобы избежать режима автоколебаний.

Если в конструкции может быть применен гироскоп с относительно большим кинетическим моментом, он будет непосредственно стабилизировать платформу, противодействуя возмущающим моментам (так называемый метод силовой разгрузки). Коррекционный двигатель в этом случае в основном будет компенсировать установившиеся моменты возмущающих сил. В такой системе требования к коэффициентам усиления и скорости срабатывания следящих систем не являются слишком высокими.

При применении на ракетах миниатюризованных гироскопов с относительно небольшим кинетическим моментом необходимы, как считают зарубежные специалисты, бóльшее усиление входных сигналов и более высокая скорость срабатывания контуров следящих систем и моментных двигателей.

Гироскоп с массивным ротором позволяет получить как сигналы рассогласования, так и развивать соответствующую мощность или механическое противодействующее усилие (гироскопический момент). Миниатюризованный гироскоп вырабатывает только сигналы рассогласования, а стабилизация (механическая разгрузка) осуществляется его следящей системой.

Тип и относительные размеры стабилизирующего гироскопа влияют на исполнение следящей системы. Поплавковые гироскопы обеспечивают значительную величину вязкого демпфирования относительно измерительной оси, упрощая тем самым решение проблемы устойчивости всей следящей системы. Гироскопы на газовых опорах не имеют вязкого демпфирования, следовательно, демпфирование должно осуществляться следящей системой. Для обеспечения необходимой устойчивости в схему вводят первую и вторую производные сигнала, снимаемого с датчика выходной оси гироскопа. Высокая надежность следящих систем достигается применением транзисторных усилителей и интегральных схем.

Устройства, используемые при выставке

Стабилизированная платформа перед пуском ракеты должна быть выставлена, т. е. отгоризонтирована и сориентирована в азимуте в соответствии с навигаци-

онной системой координат с учетом точной взаимосвязи координат точки пуска и цели. Предельная точность инерциальной системы не может превышать точность выставки, так как погрешности при выставке платформы вызывают во время полета нарастающие ошибки в положении.

При пуске с поверхности Земли важно сохранить неизменным положение платформы относительно направления на цель, вплоть до момента пуска. Но гиростабилизированная платформа неподвижна в инерциальном пространстве, следовательно, перед пуском положение гироскопов должно быть скорректировано с учетом вращения Земли. После пуска фиксированная по отношению к Земле гироплатформа оказывается фиксированной в инерциальном пространстве. Поскольку все расчеты траектории обычно выполняют в инерциальной системе координат, то во время полета нет необходимости вводить корректирующие поправки в ориентацию гироскопов.

Используемая при выставке навигационная система координат должна быть совмещена определенным образом с системой координат, связанной с ракетой. В процессе сборки ракеты обеспечивается ее осесимметричность, что дает возможность совместить оси приборной (связанной с осями чувствительности акселерометров) системы координат с осями связанной системы координат.

Начальная выставка платформы инерциальной системы наведения должна быть выполнена с высокой точностью. В то же время ориентация ракеты на пусковом устройстве с требуемой точностью представляет известные трудности.

Для выставки горизонтальных осей (горизонтирования) гироскопов применяют чувствительные детекторы-отвесы или акселерометры с усилителями и датчиками моментов. Детекторы-отвесы обладают достаточной чувствительностью и высокой степенью устойчивости нуля благодаря совершенной симметрии конструкции и применению газовых опор.

Гиростабилизированная платформа, в которой используются интегрирующие гироскопы, может горизонтироваться автоматически.

Выставка платформы по азимуту состоит в совмещении осей чувствительности акселерометров с осями навигационной системы координат и должна быть не менее точной. Это обычно достигается применением внешних оптических средств, а также корректирующих следящих устройств (элементов самой платформы). Выставка платформы по азимуту в первом случае производится оптическим наблюдением (пеленгацией) специальных зеркалец, установленных на платформе или на монтажной раме платформы, и последующим поворотом платформы, чтобы их плоскости были перпендикулярны осям чувствительности акселерометров.

В момент пуска детекторы-отвесы и устройство для ориентирования по азимуту отключаются от источников питания, и инерциальная система становится автономной.

ИНЕРЦИАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РАКЕТАМИ

3.1. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

Инерциальное наведение основано на автоматическом интегрировании динамических уравнений движения, которые описывают полет ракеты. Инерциальная система, представляя математическую модель движения ракеты, связана с ней через измерители ускорений и является как бы компасом и датчиком текущей вертикали вне зависимости от характера движения ракеты.

Система управления в соответствии с сигналом ошибки, формируемым по выбранному алгоритму наведения, контролирует работу двигателя и управляет ориентацией ракеты относительно навигационной системы координат.

Применительно к баллистическим ракетам такая система обеспечивает стабилизацию угловых движений, программное изменение угла тангажа (в некоторых случаях и азимутального угла), а также определение текущей скорости и выдачу команды на выключение двигателя.

Теория инерциальных систем применительно к задачам управления ракетами позволяет сделать следующие выводы.

1. Чтобы движение модели (инерциальной системы) было подобно динамике полета ракеты, необходимо непрерывно подавать в моделирующее устройство информацию о характеристиках движения ракеты. Таким образом, система должна действовать непрерывно для регистрации всех изменений положения ракеты, начиная с момента старта.

Для получения динамического подобия движений модели и ракеты используется подобие сил, действующих

на эти системы. В качестве характеристик сил обычно принимают ускорения ракеты, информацию о которых выдают акселерометры. Эта информация обрабатывается затем в инерциальной системе (модели).

2. Так как ускорение является векторной величиной, необходимо знать его модуль и направление. Поэтому инерциальное управление требует применения чувствительных приборов, реагирующих как на величину, так и на направление приложенных к ним сил, вызывающих ускорения ракеты. В разнородных инерциальных системах величину ускорений определяют акселерометры, а их направления устанавливаются с помощью гироскопов, которые удерживают в заданном направлении оси чувствительности акселерометров.

3. Так как процесс инерциального наведения связан с интегрированием ускорений для определения скорости и местоположения ракеты, то, как и при всяком интегрировании, должны быть известны начальные условия (постоянные интегрирования) — начальная скорость и начальное положение ракеты. Ввод начальных условий обычно происходит при выставке гироплатформы.

4. Измерение параметров движения ракеты в течение короткого участка управляемого полета должно обеспечивать:

— управление по углу тангажа и по углу крена;

— управление выключением двигателя в нужный момент времени;

— управление по углу рыскания (азимутальному углу).

Точность выполнения первых двух функций определяет ошибку ракеты по дальности, а точность третьей функции — боковое отклонение.

3.2. ТРАЕКТОРИИ РАКЕТ

Различают следующие методы полета (методы сближения ракеты с целью): полет по программе и наведение на цель. В соответствии с этим различают два вида траекторий: программные и траектории наведения. Практически часто встречаются более сложные траектории, включающие программные участки и участки наведения.

Примером полета по программе может служить полет баллистической ракеты на активном участке траектории. При таком полете теоретическая траектория обычно задана заранее и не может быть изменена в процессе полета. Точность попадания такой ракеты в цель зависит от величины отклонения координат точки выключения двигателя от расчетных, скорости V_k в конце активного участка и от точности выдерживания угла θ_k (рис. 3.1).

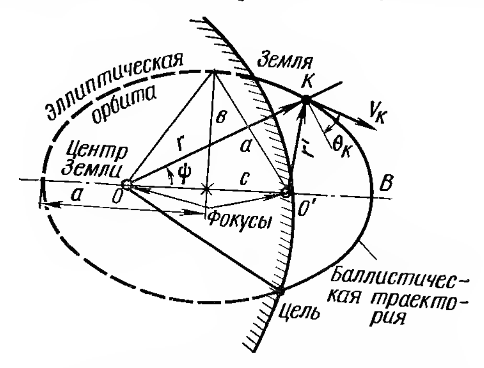


Рис. 3.1. Относительное положение Земли и баллистической траектории:

а — большая полуось; *в* — малая полуось; *r* и *r'* — радиус-векторы; *c* — расстояние между фокусами эллипса *O* и *O'*; ϕ — центральный угол, определяющий положение вершины траектории относительно радиус-вектора *r*; θ_k — угол наклона вектора скорости V_k в начальной точке эллиптического участка траектории к горизонту

Поэтому полет баллистической ракеты на активном участке должен быть управляемым по определенной программе.

Траектория баллистической ракеты состоит из двух основных участков — активного *ОК* и пассивного *КЦ* (рис. 3.2). На активном участке траектории ракета движется с ускорением под действием суммарной силы, определяемой тягой двигателя, силой гравитационного притяжения Земли и силой аэродинамического сопротивления. В конце этого участка, когда ракета приобретает скорость *, имеющую заданные величину и направление, двигатель выключается, и ракета (или отделившаяся головная часть) движется по инерции на участке, который называется пассивным.

* Точнее, когда некоторый функционал, в состав которого входят компоненты скорости ракеты, достигнет заданного значения.

Активный участок траектории ракеты в свою очередь может быть разделен на три участка: *Оа*, *ав* и *вК*.

Баллистические ракеты класса «земля — земля», за исключением некоторых типов ракет ближнего действия, стартуют вертикально. Во-первых, это позволяет применять в качестве стартовых установок сравнительно простые пусковые устройства, в то время как при наклонном пуске для удержания многотонной ракеты в требуемом положении потребовались бы достаточно сложные и громоздкие конструкции. Во-вторых, при вертикальном полете ракеты создаются наиболее благоприятные условия для управления сразу же после отрыва ракеты от пускового устройства, когда скорость ракеты еще мала. В-третьих, вертикальный пуск позволяет снизить требования к поперечной жесткости корпуса ракеты и уменьшить тем самым ее массу.

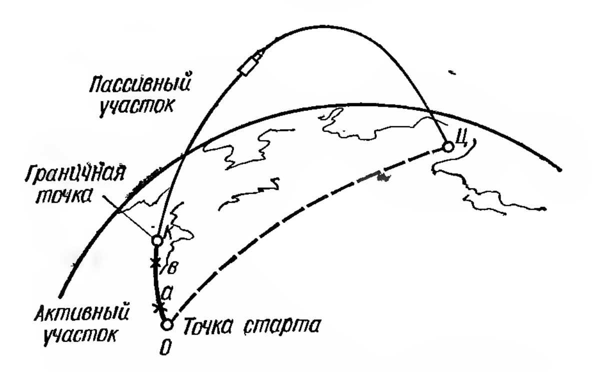


Рис. 3.2. Типовая траектория баллистической ракеты

Участок *Оа*, на котором ракета движется вертикально, называется стартовым участком.

Управление ракетой производится так, что через несколько секунд после старта она, продолжая подъем, начинает постепенно наклоняться в сторону цели, описывая в пространстве дугу. Угол между продольной осью ракеты и горизонтом (угол тангажа) изменяется при

этом от 90° до расчетного конечного значения *. Этот участок траектории (*ав*) называется участком выведения.

Закон изменения угла тангажа задается программным механизмом. Выбор его конечного значения влияет на дальность полета ракеты и на точность попадания в цель. Скорость изменения угла тангажа от начального значения до конечного не должна быть чрезмерно большой. Чем больше скорость изменения этого угла, тем меньше радиус дуги, которую ракета должна описать в вертикальной плоскости. Но чем меньше радиус разворота, тем большие центробежные силы действуют на корпус и элементы конструкции ракеты. Если закон изменения угла тангажа выбран неверно, поперечные перегрузки ракеты могут превзойти допустимые значения. Кроме того, чем круче разворот, тем бóльшие управляющие усилия потребуются от рулевых органов ракеты.

Полет ракеты с работающим двигателем завершается на участке выключения *вК* — последнем отрезке активного участка траектории. На нем угол тангажа выдерживается постоянным, и ракета летит прямолинейно. На этом участке производится выключение двигателя, когда скорость ракеты достигнет заданной величины. Кроме того, здесь же с высокой степенью точности скорость ракеты приобретает расчетное направление.

Точка траектории, в которой выключается двигатель, называется граничной точкой. В этой точке управление ракетой заканчивается.

Дальность полета баллистических ракет вдоль поверхности Земли, соответствующая активному участку траектории, составляет обычно 5—10% общей дальности. Основную часть траектории — свыше 90% — занимает участок неуправляемого свободного полета.

Баллистическая траектория и точка ее пересечения с Землей зависят от координат ракеты в момент выключения двигателя, а также от величины и направления скорости ракеты в этот момент. Следовательно, задача управления баллистическими ракетами состоит в том, чтобы к моменту выключения двигателя ракета была выведена в расчетную точку пространства, в которой величина и направление вектора скорости ракеты имели бы вполне определенные значения. Если эти условия не будут соблюдены, ошибка уже не может быть исправлена, и ракета придет к цели с промахом, так как на пассивном участке она обычно не управляется.

* Для простоты пока не рассматриваем пространственное наведение, при котором по программе изменяется также азимутальный угол.

В свободном полете основное действие на ракету оказывает сила притяжения Земли — сила тяжести. Аэродинамическими силами, возникающими при движении ракеты в воздушной среде, на большей части пассивного участка траектории можно пренебречь, так как они ничтожно малы. Только на конечном участке нисходящей ветви траектории, когда ракета приближается к поверхности Земли и входит в плотные слои атмосферы, аэродинамические силы становятся значительными. Однако в первом приближении влияние аэродинамических сил можно не учитывать на всем пассивном участке траектории ракеты.

В настоящее время в США наметилась тенденция преодоления противосамолетной обороны (ПСО) противника путем нанесения ударов по наземным целям с дальних подступов к ним. В этом случае экипажи бомбардировщиков применяют управляемые ракеты класса «воздух — земля», а в некоторых случаях совместно с ними и ракеты-ловушки.

На вооружении стратегической авиации находятся ракеты «Хаунд Дог» (AGM-28B) класса «воздух — земля», которые, по данным зарубежной печати, могут следовать к цели на больших и малых высотах и маневрировать во время полета. На каждый самолет B-52G или B-52H могут подвешиваться по две ракеты. Крейсерская скорость ракеты около $M=2$, максимальная дальность полета до 950 км.

В американской печати появились сообщения о боевом применении новых управляемых ракет SRAM класса «воздух — земля». Они уже установлены на многих бомбардировщиках B-52.

Ракета способна поражать цели на различных дальностях (от 50 до 300 км). Она может развивать скорость до $M=2{,}5$. Самолет B-52G или B-52H может нести до 20 таких ракет.

Использование этих ракет всецело строится на достижении скрытности преодоления системы ПСО. Для этого выход бомбардировщиков к рубежу пуска ракет

намечается производить преимущественно на малых высотах. В зависимости от программы ракеты могут следовать к цели по баллистической или аэродинамической траектории, выполняя определенные маневры. В иностранной печати сообщалось, например, о двух способах их применения при полете по баллистическим траекториям (рис. 3.3).

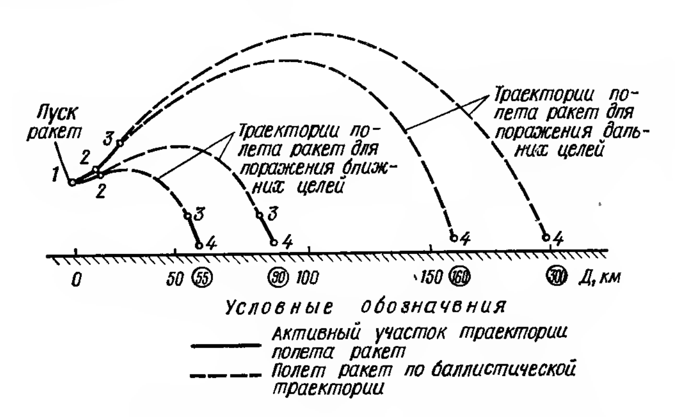


Рис. 3.3. Способы боевого применения ракет

При первом способе (низкий профиль полета) пуск ракеты рассчитан на поражение целей, находящихся на небольшой дальности. На участке 1—2 ракета летит с включенной первой ступенью двигателя, 2—3 — по баллистической траектории и 3—4 — с включенной второй ступенью двигателя для затруднения их уничтожения. В этом случае дальность поражения целей ракетами составляет 55—90 км.

При втором способе (высокий профиль полета) дальность полета составляет 160—300 км. Ступени двигателя ракеты включаются последовательно одна за другой (участки 1—2, 2—3), затем ракета летит по баллистической траектории. Иностранные военные специалисты считают, что в этом случае ракеты становятся более уязвимыми от средств ПСО противника.

Зарубежная печать отмечает, что полет ракет по аэродинамической траектории возможен на малых высотах с огибанием рельефа местности или на больших и средних высотах с последующим снижением на предельно

малые. При использовании радиолокационного высотомера предусматриваются четыре профиля полета (рис. 3.4), возможности использования ракеты при этом расширяются.

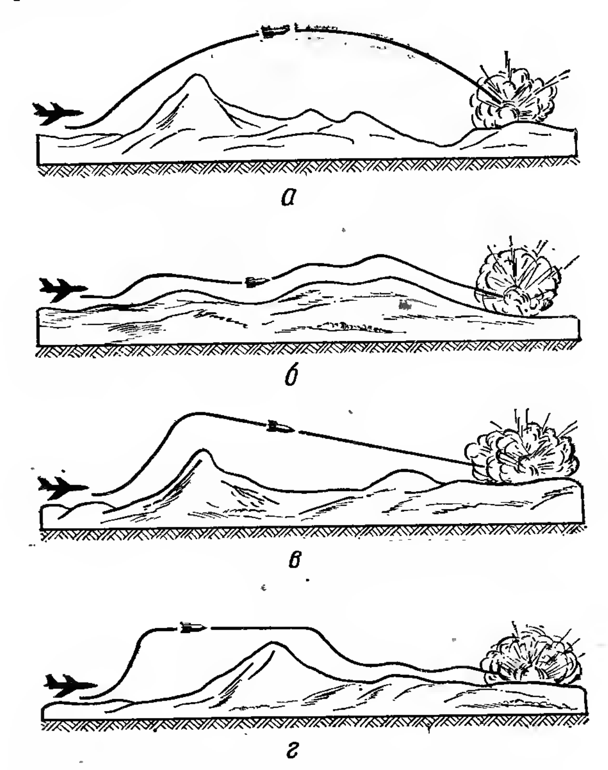


Рис. 3.4. Схема четырех основных профилей полета ракеты SRAM:

а — полубаллистический; *б* — полет на малой высоте; *в* — полет с предварительным набором высоты; *г* — смешанный

3.3. НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ ПОЛЕТА

Теория полета ракет изучает их движение по траектории в предположении, что известны зависимость действующих на ракету сил от ее движения и перемещения органов управления, а также зависимости, описывающие работу системы управления.

Основными задачами теории полета ракет являются:
— расчет траекторий;
— отыскание оптимальных режимов движения и соответствующих им траекторий.

Решение основных задач слагается из решения частных, к которым, применительно к рассматриваемой теме, относятся:
— определение координат, величины и направления вектора скорости центра масс ракеты, а также определение пространственной ориентации ракеты и угловых скоростей ее вращения относительно своего центра масс в любой момент полета;
— обоснование и выбор наивыгоднейшей программы управления движением ракеты на активном участке полета;
— оценка устойчивости движения и маневренности ракеты.

Для расчета траектории движения ракеты в выбранной системе координат составляется система уравнений, описывающих ее движение.

Количество и характер уравнений в системе зависят от требуемой точности определения элементов траектории, необходимости учета влияния тех или иных факторов на полет ракеты и от системы координат, в которой рассчитывается траектория полета.

Движение баллистической ракеты на активном участке описывается системой уравнений, которая обычно включает около 20 уравнений:
— три дифференциальных уравнения движения центра масс ракеты в проекциях на оси декартовой системы координат под действием тяги, аэродинамических сил, силы тяжести и управляющих сил;
— три дифференциальных уравнения вращения ракеты относительно ее центра масс, вызываемого аэродинамическими, демпфирующими и управляющими моментами;
— уравнения кинематической связи между составляющими линейной скорости центра масс ракеты и ее декартовыми координатами, а также между угловыми координатами и составляющими угловой скорости вращения ракеты относительно центра масс;
— уравнения системы управления.

Для решения более простой задачи — расчета траектории невозмущенного движения этой ракеты на активном участке в вертикальной плоскости — требуется составить и решить систему всего восьми уравнений.

На пассивном участке траектории, лежащем в сильно разреженных слоях атмосферы, можно пренебречь сопротивлением воздуха и считать, что движение ракеты происходит лишь под действием силы тяжести. Траектория ракеты при предположении, что она движется в центральном гравитационном поле, представляет собой часть эллипса, в одном из фокусов которого расположен центр тяготения — центр масс Земли O (рис. 3.1). Расчетные формулы эллиптической теории позволяют приближенно определять характеристику движения баллистических ракет на этом участке.

Следует отметить, что упрощенного анализа возмущений, вызванных погрешностями вывода ракеты на участок свободного полета относительно невращающейся Земли, а также без учета влияния несферичности Земли, недостаточно для вычисления характеристик движения баллистических ракет дальнего действия (БРДД) по реальным траекториям. Допущение, в котором не учтено суточное вращение Земли, может привести к ошибке, исчисляемой сотнями километров.

При анализе возмущенного движения БРДД с учетом вращения Земли учитывают следующие факторы:

1. Линейную скорость, которую имеет ракета перед пуском на стартовой позиции. Величина этой скорости при отсутствии движения пускового устройства зависит от географической широты расположения стартовой позиции: на экваторе она равна приблизительно 465 м/с, а на полюсах — нулю.

2. Перемещение цели за время полета ракеты. Для БРДД, время полета которых 25—40 мин, этот фактор имеет очень важное значение.

При комплексном исследовании возмущенной траектории с учетом вращения Земли возникают значительные трудности, связанные со сложностью объединения эффектов движения цели и стартовой позиции в единую динамическую систему. Поэтому анализ проводится при допущении независимости действия указанных выше возмущающих факторов. С точки зрения практической реализации вращения Земли учитывается:

а) относительным изменением дальности до цели при полете ракеты;

б) наличием составляющей скорости, векторно складываемой со скоростью ракеты в конце активного участка траектории.

Не менее важное практическое значение имеют вопросы, связанные с изучением формы Земли. Даже инерциальные системы средней точности будут неэффективны без учета поправок на несферичность Земли.

Известно, что Земля приближенно может быть представлена как сплюснутый сфероид, находящийся в равновесии под действием гравитационной и центробежной сил и симметричный относительно полярной оси и экваториальной плоскости. Поэтому радиус кривизны земной поверхности, а также величина и направление гравитационного ускорения являются функциями местоположения. Оба этих фактора учитываются в зависимости от того, в каких координатах реализуется инерциальная система, т. е. в зависимости от способа построения инерциальной системы. Если инерциальная система реализуется в широтно-долготной системе координат, инерциальная платформа строится на основе местной вертикали (направление по равновесному положению математического маятника с неподвижной относительно притягивающего тела точкой подвеса). В этом случае нет необходимости вносить поправки на эллиптичность Земли в ускорения, измеренные акселерометрами, так как местная вертикаль совпадает с направлением силы тяжести (направлением линии отвеса), а вектор силы тяжести в пределах достаточной для практики точности нормален к поверхности эллипсоида (земного сфероида). Однако при настройке системы должно учитываться изменение радиуса кривизны в направлениях меридиана и параллели. Если инерциальная система реализуется в геоцентрических координатах, геоцентрическая вертикаль (радиус-вектор, проведенный из центра Земли) и измеренные ускорения должны быть скорректированы на ускорение свободного падения * из-за сплюснутости Земли, а настройка системы, как и прежде, должна учитывать изменение радиуса кривизны Земли.

Сплюснутость Земли оказывает влияние на траектории баллистических ракет, которое сводится к вращению плоскости траектории и изменению дальности. Это влияние может быть учтено введением поправок по дальности и направлению.

Следует отметить еще одно явление, связанное с гравитационным полем Земли, — гравитационные аномалии, вызываемые неравномерным распределением масс в фигуре Земли (геоиде): горы на поверхности Земли, впадины на дне океанов. Влияние этих аномалий сводится к отклонению вектора силы тяжести от направления нормали к геоиду; оно может оказаться существенным на участках старта и приземления баллистической ракеты, вызвав большие возмущения относительно расчетной траектории.

---

* Ускорение свободного падения является векторной суммой гравитационного ускорения и центробежного ускорения вследствие вращения Земли, т. е. имеет радиальную и горизонтальную компоненты, лежащие в плоскости меридиана.

3.4. ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТАМИ

Управление движением центра масс ракеты

Управление на траектории обычно осуществляется кратковременным изменением направления тяги. Это осуществляется путем отклонения либо камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя, либо сопла у двигателя твердого топлива, а также использованием газовых рулей, помещенных в газовый поток. Задача управления по существу состоит в том, чтобы определить, как нужно управлять ракетой на активном участке, чтобы она выполнила требуемую задачу.

Наиболее широко используется управление по требуемой скорости, так как управление дальностью стрельбы достаточно эффективно только изменением вектора скорости по модулю и по направлению в конце активного участка траектории. Однако при выбранном значении параметров конца активного участка траектории, а следовательно, и определенной дальности стрельбы ошибки в величинах любых параметров конца активного участка траектории ведут к появлению ошибок в дальности стрельбы.

Основной задачей системы управления является своевременное выключение двигателя. Кроме того, в течение

короткого участка управляемого полета система управления обеспечивает управление ракетой по углу тангажа и управление ракетой по углу рыскания.

На рис. 3.5 изображена развернутая структурная схема, реализующая принцип инерциального наведения применительно к задачам управления ракетами. Как видно из рисунка, вычислительное устройство является состав-

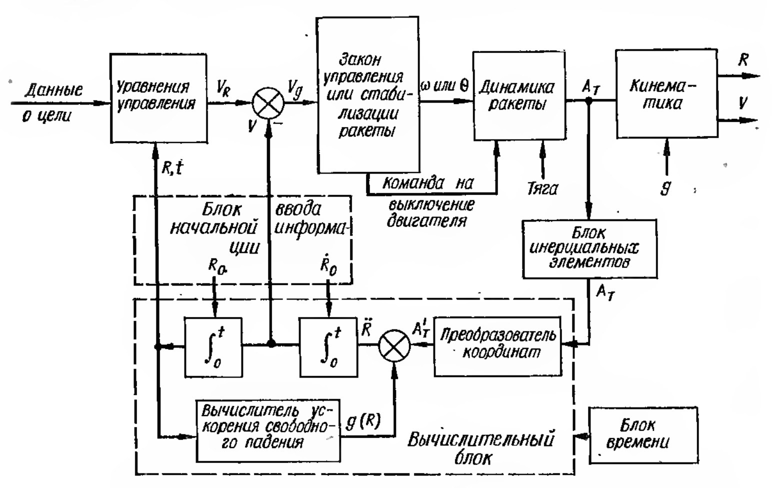


Рис. 3.5. Развернутая структурная схема инерциальной системы наведения и управления

ной частью контура управления. Уравнения управления представляют собой функциональные зависимости между углом отклонения руля (при подобном методе изменения направления тяги) и величиной управляемого параметра. Эти выражения используются для образования управляющих сигналов ошибки (командных сигналов).

Сигнал ошибки V_g определяется следующим выражением:

$$V_g = V_R - V,$$

где V_R — вектор требуемой скорости;
V — вектор измеренной скорости.

Точное вычисление в конечной форме требуемой скорости с учетом вращения и сплюснутости Земли, а также наличия атмосферы невозможно. Однако приближенные вычисления с достаточной точностью могут быть

выполнены несколькими путями. Наиболее удобными из них являются полные уравнения управления и уравнения управления в приращениях. С точки зрения практики эти методы различаются сложностью вычислений в полете и количеством требуемых предполетных данных или предварительных вычислений.

Задачей контура управления является доведение V_g до нуля, а сам он, по существу, представляет собой систему управления скоростью в соответствии с управляющей входной величиной V_R. Закон регулирования скорости, а следовательно, и закон движения центра масс ракеты, как следует из вышесказанного, должны быть выбраны так, чтобы в определенный момент времени все компоненты V_g одновременно стали равными нулю. Закон движения центра масс ракеты либо задается заранее программным устройством, либо формируется согласно взаимному положению ракеты и цели, но в любом случае обеспечивается соответствующим изменением величин управляющих сил.

Программные значения интересующих нас заданных переменных (например, скорости и координат ракеты) постоянно сравниваются в соответствии с уравнениями управления с их измеренными значениями. Результат сравнения является управляющим сигналом в цепи регулирования скорости.

Следует отметить, что относительно просто и достаточно надежно измеряется в полете угол тангажа, поэтому его обычно выбирают в качестве элемента, определяющего программу полета в вертикальной плоскости.

Особенности управления при пуске с подвижных стартовых установок

Зарубежные специалисты считают, что управление полетом баллистических ракет, запускаемых с подвижных стартовых установок (самолетов, надводных и подводных кораблей т. п.), мало отличается от управления полетом ракет, запускаемых со стационарных стартовых установок. Основная задача наведения на протяжении всего полета остается, в сущности, той же самой: сформировать номинальную траекторию во время конечной фазы полета при входе в плотные слои атмосферы таким образом, чтобы обеспечить оптимальные характеристики траектории. Отсюда следу-

ет, что требуемые маневры должны осуществляться системой управления с достаточным запасом устойчивости и надежности, предотвращающим опрокидывание (кувыркание) или конструктивные отказы (поломку корпуса). Кроме того, система управления полетом должна контролировать сигналы, формируемые системой наведения, и осуществлять это с достаточной точностью и быстродействием.

Высота и скорость перемещения стартовой установки в момент пуска ракеты во многом определяют конструкцию системы управления ее полетом.

Некоторые зарубежные баллистические ракеты, запускаемые с подвижных стартовых установок, имеют системы наведения и управления полетом, аналогичные используемым на ракетах, стартующих со стационарных стартовых установок. Они запускаются, как правило, на высотах, близких к уровню моря, причем скорость перемещения стартовой установки относительно Земли либо равна нулю, либо очень незначительна, представляя собой величину того же порядка, что и скорость ветра относительно земной поверхности. Траектория этих ракет имеет вид, показанный на рис. 3.2. Поэтому пусковые устройства таких ракет подобны конструкциям, спроектированным по методам, разработанным для баллистических ракет со стационарными устройствами пуска. Ракетные системы этой категории размещаются на суше или на море.

Системы, размещаемые на суше, находятся в движении только тогда, когда носитель перемещается с одного места на другое; пуск ракет производится при остановке носителя. Изменение высоты при перемещении носителя обычно не превышает 100—150 м.

При размещении таких систем на кораблях пуск ракет возможен при движении носителя. Скорость носителя при этом ограничивается факторами, связанными с предпусковыми операциями. Высота, с которой производится пуск, совпадает с уровнем моря, но может быть и на несколько десятков метров больше, если корабль плывет по реке или находится в зоне действия гидрографической аномалии.

Ракеты, запускаемые в воздухе с самолетов-ракетоносцев, как следует из сообщений иностранной печати, имеют особенности по сравнению с ракетами, запуска-

емыми со средств, передвигающихся по суше, и с кораблей. Значительный диапазон скоростей носителя и высот пусков обусловливает сложность программы управления полетом ракеты. Действительно, каждая высота пуска обусловливает свою траекторию на активном участке полета в пределах атмосферы для получения оптимальных характеристик по дальности.

При пуске ракета отделяется от горизонтально летящего самолета и вначале падает с начальной скоростью, равной скорости самолета-носителя. Поскольку оптимальный угол наклона траектории ракеты к горизонту существенно отличается от нуля, то программный механизм изменяет направление скорости путем соответствующего изменения направления тяги, обеспечивая достижение оптимального угла тангажа для уменьшения аэродинамических нагрузок.

Кроме маневров в вертикальной плоскости возникает необходимость изменять полет ракеты в плоскости горизонта, так как ракета может стартовать с курсовым углом, не совпадающим с курсовым углом самолета-носителя из-за совершения им маневров по курсу. Эти маневры происходят на больших углах атаки со всеми вытекающими отсюда аэродинамическими проблемами.

Методы наведения при пуске ракеты в воздухе могут существенно варьироваться в зависимости от размещения пусковой установки на пилотируемом или беспилотном летательном аппарате. В первом случае принимают специальные меры предосторожности для защиты экипажа при внезапных отказах двигателя и бортовой системы управления ракеты за счет дополнительного повышения прочности самолета-ракетоносца либо преднамеренной задержки включения двигателя.

Если же пусковая установка размещена на беспилотном объекте, необходимость во многих мерах безопасности отпадает, хотя некоторые из них все же необходимы для защиты конструктивных блоков носителя.

Пуск ракет с подводных лодок и надводных кораблей, по мнению зарубежных специалистов, также тесно связан с решением комплекса проблем безопасного старта, поскольку подводные лодки и надводные корабли на всех этапах боевого применения управляются экипажами. Потенциальные источники отказов в процессе пуска — двигатель и система управления ракеты.

Так как возможность отказа двигателя практически нельзя исключить, обычно прибегают к таким конструктивным решениям, при которых включение двигателя происходит тогда, когда ракета находится на безопасном расстоянии от пусковой установки. Это можно осуществить, выбрасывая ракету из пусковой установки носителя с помощью специального катапультного механизма или отделением ракеты от самолета-носителя под действием силы тяжести. Так, ракета «Поларис» выбрасывается из пускового аппарата находящейся в погруженном состоянии подводной лодки с помощью катапультного устройства, работающего на сжатом воздухе. Двигатель ракеты обычно включается тогда, когда она достигает водной поверхности. Таким образом, подводная лодка, запускающая ракету, защищена от поражения в случае неожиданного взрыва ракеты слоем воды. Надводный корабль также использует паровую или воздушную катапультную установку, с помощью которой ракета выбрасывается, после чего включается двигатель.

Другим путем повышения безопасности при пуске ракет с корабля является повышение прочности стартовой установки за счет осуществления дополнительных конструктивных мероприятий. Подобная защита обслуживающего персонала и корабельного оборудования использовалась на раннем этапе развития ракетной техники.

Решение проблем, связанных с обеспечением безопасности носителя в случае отказа бортовой системы управления ракеты, обычно осуществляют в комплексе с решением аналогичных проблем, возникающих при отказе двигателя. Как правило, в этом случае используют преднамеренное запаздывание включения ее в работу. Наиболее неблагоприятные отказы бортовой системы управления ракеты могут привести к чрезвычайно энергичному ее маневру в принципе в любой плоскости, что может вызвать разрушение конструкции самой ракеты. Для катапультируемых ракет преднамеренная задержка включения двигателя обусловливает также задержку включения в работу системы управления полетом. Если вероятность встречи с носителем слишком высока, вводят дополнительную систему фиксации рулей временного действия, что ограничивает маневренность ракеты.

При конструировании ракеты зарубежные специалисты большое значение придают обеспечению динамической устойчивости. С этой целью при испытаниях убеждаются, что конструкции ракеты не угрожают перегрузки свыше 1 g за счет скоростного напора и турбулентности атмосферы во время пуска.

Время запаздывания включения двигателя отделившейся от носителя ракеты должно обеспечить не только безопасный пуск, но и выполнение задачи наведения в целом. Требуемая скорость отделения ракеты при катапультировании определяется необходимостью создания скоростного напора, достаточного для управления ракетой.

Сложные виды обтекания возмущенных потоков воздуха самолета, ракеты и системы подвески определяют конкретные методы отделения ракеты при пуске.

В зарубежной печати приводится сравнительный анализ характеристик различных пусковых ракетных устройств в зависимости от места их размещения (табл. 1). Из таблицы видно, что наибольшее число сложных проблем возникает при пуске ракет с самолета-носителя.

Таблица 1

РАЗЛИЧНЫЕ ВАРИАНТЫ ПУСКОВЫХ РАКЕТНЫХ УСТРОЙСТВ

Сравниваемые показатели	Место размещения пусковых устройств				
	наземная подвижная платформа	баржа	надводный или подводный корабль	стационарная шахта	самолет
Высота при пуске	Низка (переменна)	Уровень моря	Уровень моря	Низка (переменна)	Изменяется от предельно малых до максимальных
Скорость при пуске	Равна нулю	Равна нулю	Невелика	Равна нулю	Велика и переменна
Пусковое устройство	Безэкипажное	Безэкипажное	Экипажное	Безэкипажное	Экипажное
Траекторный маневр	Свободное падение в гравитационном поле	Свободное падение в гравитационном поле	Свободное падение в гравитационном поле	Свободное падение в гравитационном поле	Маневр с различными углами атаки

Состав бортовой аппаратуры наведения и управления полетом зарубежных ракет, запускаемых с самолетов-носителей, почти не отличается от подобной аппаратуры ракет, запускаемых со стационарных пусковых устройств. Такие основные элементы этой аппаратуры, как дистанционные приводы, датчики обратной связи и стабилизирующие цепи, усилители, серводвигатели, датчики угловой скорости и углов, акселерометры, вычислительные устройства, в общем аналогичны, не зависимо от того, с какого пускового устройства стартует ракета. Можно лишь отметить, что при создании перечисленных выше элементов аппаратуры для ракет, запускаемых с подвижных средств, были использованы самые последние достижения науки и техники, что позволило сделать их более компактными и надежными. Миниатюризация и связанное с этим заметное уменьшение массы бортовых приборов повысили транспортабельность ракет с подвижными устройствами пуска.

Использование гиростабилизированных платформ позволило изолировать инерциальные приборы от угловых движений ракеты, что дало возможность обеспечить большую свободу траекторного маневра, расширив тем самым возможности боевого применения ракет.

Связь между системами управления центром масс и угловой стабилизации ракеты

Разграничение этих двух систем является довольно условным. Задачей системы управления центром масс ракеты является формирование команд в соответствии с требованиями системы наведения, определяющей положение и скорость ракеты, для поддержания скорости ракеты, равной требуемой величине. Задачей системы стабилизации является выполнение команд системы наведения по ориентированию осей ракеты в соответствующем направлении относительно центра масс. При стабилизации обеспечивается устойчивое движение ракеты по траектории, определяемой в процессе наведения.

Полная структурная схема системы управления и стабилизации ракеты изображена на рис. 3.6. Она состоит из трех контуров, которые различаются по выполняемым ими функциям. Внешний — основной контур управления — формирует сигналы обратной связи для управления движением центра масс. Командные сигналы для

выполнения этой функции управления поступают от системы наведения или программного устройства.

Два внутренних контура, включающие соответственно датчик скорости и датчик углового положения, совместно с демпфирующими контурами служат для стабилизации ракеты относительно ее центра масс.

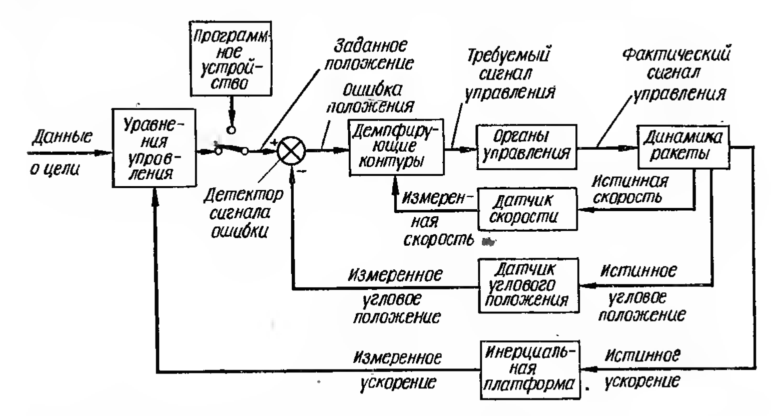


Рис. 3.6. Структурная схема системы управления и стабилизации ракеты

Динамика ракеты представлена ее уравнениями движения. Органы управления осуществляют требуемые управляющие воздействия. Примером могут быть исполнительные механизмы для поворота камеры сгорания двигателя ракеты. Детектор сигнала ошибки сравнивает измеренное и требуемое положения ракеты.

Главным требованием к системе стабилизации является обеспечение необходимых условий для управления ракетой. В соответствии с этим демпфирующие контуры осуществляют компенсацию (гашение) колебаний и ограничение выбросов перерегулирования, а также обеспечивают адекватный запас устойчивости системы за счет скоростной обратной связи. Таким образом, введение сигнала, пропорционального скорости изменения положения, обеспечивает устойчивость и желаемые характеристики системы стабилизации.

Коэффициент усиления системы стабилизации с учетом обеспечения требуемой скорости ракеты ограничен сверху учетом возможного изгиба ракеты и снизу учетом

аэродинамических сил, действующих на ракету при полете в атмосфере. Учет взаимной связи между системами управления и стабилизации ракеты позволяет решить проблему устойчивости инерциальной системы.

Структура функции управления определяется требованиями, предъявляемыми к системе наведения. Особенности управления при инерциальном методе наведения изложены в разд. 3.1. В соответствии с командами системы наведения система управления должна эффективно изменять направление силы тяги для изменения направления полета ракеты или для устранения влияния возмущающих сил.

Изменение направления силы тяги может быть измерено с помощью датчиков углового положения двумя способами:

— установкой датчиков на ракете так, чтобы они фиксировали изменение положения ракеты;

— установкой датчиков на поворотном сопле двигателя, создающего управляющие моменты, так, чтобы они фиксировали изменение положения сопла.

Использование угла поворота сопла для формирования сигналов управления для изменения направления тяги, по мнению зарубежных специалистов, нерационально по ряду причин. Прежде всего, очень трудно смонтировать инерциальные датчики углового положения на поворотном сопле. Далее, учитывая низкочастотный спектр управляющего сигнала, фиксация изменения положения ракеты лучше характеризует ориентацию вектора тяги, так как возможно несовпадение вектора тяги с продольной осью сопла (рассогласование вектора тяги относительно сопла). Наконец, соображения устойчивости заставляют ограничивать коэффициент усиления системы и сужать полосу пропускания частот, что не позволяет использовать непосредственное управление ракетой.

Учитывая эти причины и принимая во внимание, что направление тяги и продольная ось ракеты почти совпадают, изменение направления тяги производится изменением положения ракеты. Демпфирование колебаний осуществляется измерением угловой скорости ракеты.

Для иллюстрации вышесказанного рассмотрим упрощенную структурную схему управления полетом ракеты по углу тангажа θ (рис. 3.7) с двигателем, установлен-

ным в карданном подвесе (без учета воздействия аэродинамических сил). На рисунке обозначено: δ — угол отклонения поворотного сопла; T — тяга двигателя; L — расстояние между центром масс ракеты и центром симметрии карданного подвеса; I — момент инерции ракеты; τ_S — постоянная времени следящей системы, поворачивающей двигатель в карданном подвесе; p — оператор Лапласа.

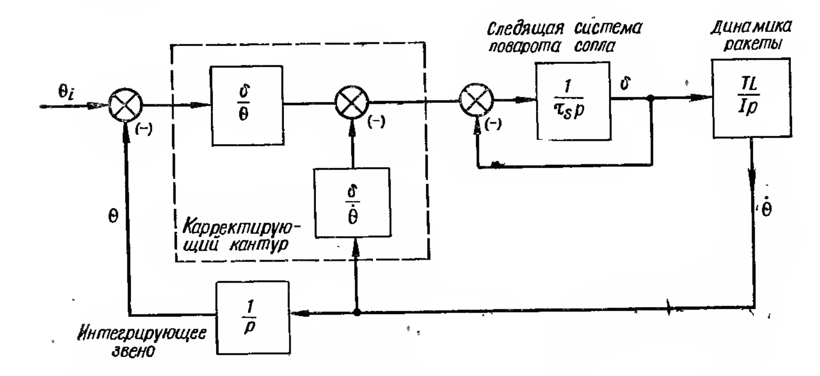


Рис. 3.7. Структурная схема управления полетом ракеты по углу тангажа

Анализ передаточной функции этой системы позволяет сделать вывод, что при приближении к нулю постоянной времени τ_S система превращается в колебательное звено с частотой собственных колебаний

$$\omega = \sqrt{\frac{TL}{I} \cdot \frac{\delta}{\theta}}. \qquad (3.1)$$

На основании формулы (3.1) можно определить основную полосу пропускания и реакцию системы управления на вычисляемые или запрограммированные команды наведения.

Если на ракету действует возмущающая сила, например из-за эксцентриситета тяги, то это вызывает изменение положения ракеты. Для компенсации этой силы необходимо отклонить двигатель на угол δ, но это вызовет дополнительный поворот ракеты. Таким образом, возникает постоянная ошибка системы управления — статизм, который можно уменьшить либо увеличением коэффи-

циента усиления системы, либо введением в систему специального интегрирующего звена. Интегрального эффекта можно также достичь использованием датчиков угловой ориентации системы стабилизации, которые выдают сигналы, пропорциональные интегралу от угловой скорости вращения оси (например, поплавковых интегрирующих гироскопов). Примером может служить построение схемы, показанное на рис. 3.6.

При использовании специального интегрирующего звена в контуре управления, как это показано на рис. 3.7, последний выполняет операцию интегрирования сигнала ошибки положения и операцию алгебраического сложения в параллельной цепочке, производя тем самым следующее преобразование:

$$\left(\frac{\delta}{\theta}\right) \to \frac{\delta}{\theta}\left(1 + \frac{1}{\tau_T p}\right). \quad (3.2)$$

Постоянная времени τ_T в выражении (3.2) определяет время постепенной ликвидации ошибки регулирования. Если она больше постоянной времени всей системы, это вызовет фазовые искажения практически на всех частотах управляющего сигнала.

Рассмотрение схемы, изображенной на рис. 3.7, показывает, почему приходится отказываться от использования угла отклонения поворотного сопла для формирования сигналов управления. Абсолютное отклонение сопла $(\theta - \delta)$ может быть измерено с помощью гироскопа, либо вычислено путем вычитания сигнала обратной связи δ из сигнала, пропорционального θ, характеризующего текущее положение ракеты. Во втором случае внутри системы создается местная отрицательная обратная связь, охватывающая следящую систему. При коэффициенте усиления контура следящей системы, равном 1, коэффициент обратной связи становится равным нулю, и система становится неустойчивой. При коэффициенте усиления контура меньше единицы система устойчива, но ухудшаются условия прохождения полезных сигналов.

Комплексное управление полетом

Относительно малая прочность конструкции БРДД обычно требует, как считают зарубежные специалисты, чтобы управление подразделялось на две фазы: полет в атмосфере и полет в безвоздушном пространстве. В течение первой фазы, которая соответствует области, где аэродинамический эффект ощутим и номинальной траекторией является траектория нулевой подъемной силы или траектория, при которой разворот ракеты осуществляется лишь под действием силы тяжести, может быть допущено только плавное управление. Всякое резкое маневрирование будет приводить к чрезмерным нагрузкам конструкции, которые могут вызвать разрушение ракеты.

Для обеспечения плавного управления ракетой сигнал ошибки V_g обычно является неприемлемым сигналом на первой фазе управления, поскольку он может вызвать сложное маневрирование. Управление ракетой в основном производится по разомкнутому циклу, т. е. V_g не используется для управления по траектории. Простейшим методом управления в атмосфере является программирование или углов ориентации ракеты, или скорости изменения этих углов в функции времени. Угол рыскания при этом поддерживается равным нулю. Примером может служить схема управления, изображенная на рис. 3.7.

Лучшие результаты, по мнению иностранных специалистов, получаются при управлении ракетой по ее скорости, т. е. по схеме, изображенной на рис. 3.6.

Управление по скорости, хотя и является более сложным, но имеет, по крайней мере, два преимущества по сравнению с программированием угловой ориентации ракеты по времени. Во-первых, угол атаки ракеты, обусловленный несильными порывами ветра, отчасти уменьшается, так как динамические свойства контура управления создают флюгерный эффект. Вторым, и главным преимуществом является то, что отклонения траектории, обусловленные возмущениями, значительно уменьшаются. Использование любого типа уравнений управления в приращениях упрощает реализацию этих уравнений в вычислительном устройстве. Этот тип управления предъявляет более жесткие требования к системе угловой стабилизации, в результате чего запас устойчивости несколько уменьшается.

После выхода ракеты из атмосферы ограничения по углу атаки могут быть менее жесткими, и система управления начинает выполнять свою основную задачу, т. е. уменьшение до нуля всех трех составляющих сигнала ошибки V_g.

Обычно систему координат ориентируют так, чтобы ось x приблизительно совмещалась с желаемым направлением тяги на последней части активного участка траектории. Тогда сигнал V_{g_x} представляет основную составляющую сигнала ошибки по скорости, сигналы V_{gy} и V_{g_z} значительно меньше V_{g_x}.

Для обеспечения равенства нулю компонент $\boldsymbol{V}_g$ по осям y и z в момент выключения двигателя необходимо непрерывно приводить их к нулю с момента переключения системы управления ракетой от фазы управления в атмосфере к фазе управления в безвоздушном пространстве. Это может быть реализовано в случае, если сигналы ошибок V_{g_y} и V_{g_z} будут использованы для формирования соответствующих команд, определяющих углы ориентации ракеты и скорости их изменения, для автопилота или системы стабилизации углового положения. С точки зрения устойчивости вводится скоростная информация для демпфирования. В этом случае типовая команда по углу тангажа будет иметь вид

$$\theta = \theta_0 + K_1 V_{g_z} + K_2 \int \dot{V}_{g_z} dt,$$

где θ_0 — номинальное значение угла тангажа.

При использовании угловой скорости тангажа команда имеет вид

$$\dot{\theta} = K_3 V_{g_z} + K_4 \dot{V}_{g_z}.$$

Команды по рысканию будут такими же, но, конечно, V_{g_z} должно быть заменено V_{g_y}.

В реальной системе, где имеют место ошибки управления, обусловленные как статикой, так и динамикой, сигнал ошибки выдается, когда

$$V_{g_x} \leqslant K_{co},$$

где K_{co} — некоторое допустимое отклонение по скорости в точке выключения двигателя. Выбор V_{g_x} обусловлен рядом причин:

1. Координатная система обычно ориентируется так, что V_{g_x} почти равна $|\boldsymbol{V}_g|$.

2. Обычно необходимо определять V_{g_x} для целей управления.

3. Если использовать V_{g_y} и V_{g_z}, то малые ошибки в этих величинах могут вызвать большие ошибки во времени выключения двигателя, так как обычно

$$\dot{V}_{g_x} \gg \dot{V}_{g_y} \text{ и } \dot{V}_{g_z}.$$

Органы управления

Управление ракетой в полете, т. е. создание моментов относительно центра масс в плоскостях тангажа (вертикальной), рыскания (горизонтальной), а также относительно продольной оси (момент крена), производится с помощью исполнительных органов системы управления.

Известны два способа управления ракетой: газодинамический и аэродинамический. Газодинамическое управление необходимо, когда ракета покидает плотные слои атмосферы. Обычно оно осуществляется с помощью поворотного сопла двигателя, работающего на твердом топливе, или путем использования специального тягоотражателя, например газоструйных рулей.

В большинстве важных для практики случаев, пока ракета находится в пределах атмосферы, газодинамическое управление обычно является эффективным, поэтому оно используется за рубежом для управления ракетами, запускаемыми с наземных или морских стационарных стартовых позиций. Более того, фактически необходимо, чтобы для этих ракет газодинамическое управление использовалось с началом полета, так как они стартуют при нулевой или очень малой скорости перемещения носителя и по существу с нулевым скоростным напором (динамическим давлением). Это означает, что ракета еще не обрела аэродинамической устойчивости и управляемости и чрезвычайно чувствительна к паразитным моментам внешних сил, могущих вызвать нежелательный поворот ракеты из-за эксцентриситета тяги двигателя и порывов ветра.

При пуске ракет с самолета-носителя при полете в атмосфере необходимо создавать значительные отклонения управляющих рулей. Так как они стартуют при большом скоростном напоре, то обязательное газодинамическое управление на начальном участке полета не требуется.

Как свидетельствуют зарубежные специалисты, для баллистических ракет, запускаемых в воздухе с самолета, требуется как аэродинамическое, так и газодинамическое управление, но на разных этапах полета. Это хорошо подтверждается тактико-техническими характеристиками ракеты «Скайболт», у которой первая ступень имеет аэродинамическое управление, а вторая газодинамическое.

Дополнительные проблемы наведения

При решении проблемы устойчивости управления возникает много трудностей, как, например, предотвращение явления резонанса изгибных колебаний конструкции, учет изменения аэродинамических сил и рабочих характеристик гироскопических приборов и электронной аппаратуры, обеспечение заданной управляемости ракет, запускаемых с самолетов-носителей и движущихся по траекториям с нулевым углом атаки сквозь толщу возмущенных воздушных потоков, и др.

При проектировании инерциальных систем зарубежные специалисты учитывают, что ракеты, запускаемые с самолета, менее подвержены влиянию ветра, поскольку они парируют возмущения от атмосферной турбулентности с помощью аэродинамических органов управления. Так как у этих ракет управление в плотных слоях атмосферы осуществляется с помощью аэродинамических рулей, а за пределами атмосферы используется газодинамический способ управления, то переход от одного способа управления к другому должен осуществляться без потери управляемости. По этой причине необходимо, чтобы двигатели первой ступени выключались тогда, когда система управления еще может уравновесить моменты эксцентриситета тяги с помощью аэродинамических рулей. В противном случае может произойти срыв управления.

При выключении двигателя во время полета в атмосфере остаточный угол атаки вследствие маневров по азимуту и тангажу, а также отклонения параметров атмосферы от стандартных условий будет отличен от нуля. Следующая ступень ракеты имеет газодинамическое управление, и ее управляемость при заданной величине скоростного напора ограничена, так как она аэродинамически неустойчива. Поэтому желательно уменьшать угол атаки до нуля до включения двигателя второй ступени и перехода на соответствующий режим управления. Это можно осуществить, отключив систему управления угловой ориентацией до включения двигателя второй ступени, вследствие чего аэродинамический флюгерный момент ракеты автоматически сведет угол атаки к нулю. В результате задержки включения управления второй ступенью снижается динамическое давление, что также повышает управляемость второй ступени.

Зарубежные специалисты считают, что реализовать пути повышения управляемости ракеты с помощью бортовых приборов инерциальной системы можно следующим образом. После выключения двигателя первой ступени и системы управления угловой ориентацией, т. е. на этапе полета по инерции, контуры следящих систем арретируются, вследствие чего рули согласуются с положением ракеты (возвращаются в исходное состояние). Таким образом, ориентация ракеты обусловливается только ее аэродинамической устойчивостью. В вычислительное устройство ошибки ориентации ракеты на этом этапе полета поступает информация с выходов каналов азимута и угла возвышения, однако по мере приобретения ракетой устойчивости его сигналы управления уменьшаются до нуля и с началом работы двигателя второй ступени оно выключается.

До запуска двигателя второй ступени и включения соответствующего режима управления отделяется первая ступень. Команды наведения начинают поступать в систему управления с началом работы двигателя второй ступени. Увеличение динамического давления не вызовет появления больших углов атаки, так как команды управления ориентацией ракеты интегрально связаны со скоростью изменения угла ориентации при начальном нулевом угле атаки.

Последовательность этапов полета, описанная выше, показана на рис. 3.8.

Для придания инерциальной системе устойчивости и необходимых динамических качеств вводятся, как было показано выше, корректирующие (демпфирующие) цепи. Если для демпфирования системы служит скоростной гироскоп, он может использоваться и для демпфирования колебаний угла атаки.

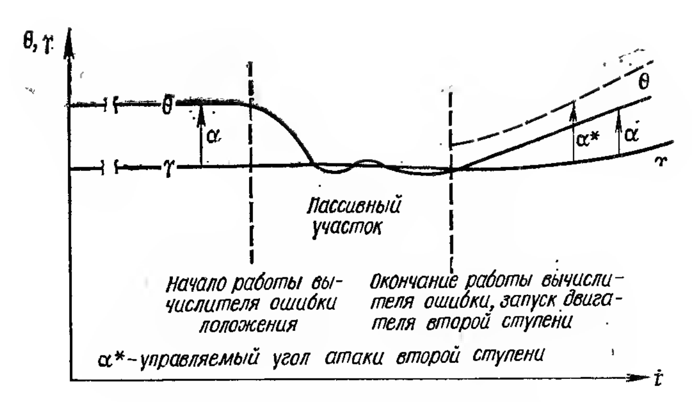


Рис. 3.8. Этапы полета ракеты

3.5. УПРАВЛЕНИЕ УГЛОМ ТАНГАЖА

Параметры траектории полета ракеты рассчитывают так, чтобы она была наивыгоднейшей для каждого конкретного пуска, т. е. она заранее известна, а поэтому известна и программа изменения угла наклона траектории (угла тангажа) на активном участке полета. Эта программа вводится в программное устройство системы управления и стабилизации до старта или непрерывно вырабатывается в системе управления в соответствии с введенными в нее условиями полета.

Программный метод управления применяется на многих современных зарубежных ракетах, так как он наиболее прост и не требует сложных вычислительных устройств, формирующих программу полета на борту ракеты в соответствии с взаимным положением ракеты и цели.

Выбор программной траектории — задача весьма сложная, так как при этом необходимо учитывать не только необходимые параметры движения ракеты (величину скорости и ее направление) при максимальной точности полета и ограниченном запасе топлива, но и допустимые нагрузки на конструкцию, условия работы аппаратуры и т. п.

Командные сигналы в систему управления полетом ракеты могут поступать не только от программного механизма угла тангажа, но и от программного механизма скорости полета. Если в первом случае программируется направление вектора ускорения (перегрузок) и управление осуществляется при нулевых номинальных углах атаки, то во втором случае — направление скорости, что уменьшает чувствительность к шумам, содержащимся в сигнале управления.

Если реализация программы управления в вертикальной плоскости для полета по траекториям, изображенным на рис. 3.2, не вызывает трудностей при применении инерциальных систем, то пуск ракет с самолетов усложняет программу управления.

Для оптимизации наведения по дальности ракеты класса «воздух — земля» совершают определенные маневры, которые обусловлены тем, что скорость самолета-ракетоносца, являющаяся начальной скоростью запускаемой ракеты, может не совпадать по направлению с траекторией максимальной дальности полета при нулевом угле атаки.

Большинство схем пуска иностранных ракет класса «воздух—земля» предусматривает сбрасывание ракет с носителя, находящегося в горизонтальном (или близком к горизонтальному) полете. С целью достижения максимальной дальности стремятся включать двигатель ракеты и осуществлять маневр в вертикальной плоскости как можно быстрее после ее отделения для выхода из плотных слоев атмосферы и сведения тем самым к минимуму потерь на преодоление сопротивления воздуха и изменение направления скорости.

На этапе отделения ракеты от носителя инерциальная система управления полетом может осуществлять демпфирование колебаний, вызываемых турбулентными воздушными потоками вокруг самолета и системы подвески ракет, находясь в готовности к управлению по углу тангажа.

Программа наведения ракеты, запускаемой с самолета-носителя, определяется в результате сложного анализа большого числа факторов. Ракеты, управляемые с помощью аэродинамических рулей, имеют ограничения по максимальным углам атаки, допустимым в полете. Они обусловлены соображениями прочности конструкции и ограничивают область управляемости ракеты.

Управление угловым положением ракеты, по мнению зарубежных специалистов, должно быть выбрано таким образом, чтобы параметры, определяющие динамику полета, и коэффициенты усиления системы управления

обеспечили бы желаемое изменение угла тангажа θ по времени.

Рассматривая рис. 3.7 как пример простой системы аэродинамического управления полетом, мы видим, что угол отклонения поворотного сопла δ определяется выражением

$$\delta = (\theta_i - \theta)\left(\frac{\delta}{\theta}\right) - \dot{\theta}\left(\frac{\delta}{\dot{\theta}}\right). \quad (3.3)$$

Корректирующие звенья с коэффициентом усиления (δ/θ) и $(\delta/\dot{\theta})$ могут быть широкополосными фильтрами.

Неизвестной величиной в выражении (3.3) является программный угол наклона траектории θ_i, который равен

$$\theta_i = \theta + \frac{(\delta/\dot{\theta})}{(\delta/\theta)}\dot{\theta} + \frac{1}{(\delta/\theta)}\delta. \quad (3.4)$$

Определенный как функция времени полета и уточненный методом итераций с учетом динамики системы управления, он для определенных условий пуска кладется в основу соответствующего варианта программы.

Обычно в силу влияния многих факторов требуется, чтобы траекторный угол в конце запрограммированной фазы полета являлся бы функцией высоты, с которой производится пуск ракеты.

Как видно из сообщений зарубежной печати, при оптимизации системы наведения выясняется определенная тенденция к пуску с небольших высот, а это требует больших значений запрограммированных траекторных углов, чтобы вывести ракету на баллистическую траекторию.

Программирование ориентации ракеты по углу тангажа в процессе предстартовой подготовки заключается в представлении угловой скорости изменения тангажа как функции времени, в течение которого происходит это изменение, для обеспечения требуемой дальности полета ракеты при сохранении ее управляемости.

Практически значения скоростей изменения угла тангажа и соответствующих временных интервалов вычисляются с помощью самолетного вычислительного устройства перед пуском и передаются в вычислительное устройство системы наведения ракеты, которое затем программирует желаемую траекторию в соответствии с принятой информацией.

3.6. УПРАВЛЕНИЕ АЗИМУТАЛЬНЫМ УГЛОМ

Проще всего осуществить полет ракеты в соответствии с выбранным азимутом и с программированием траектории полета только в плоскости стрельбы, для чего гиростабилизированную платформу ракеты перед пуском ориентируют определенным образом. Однако для большинства подвижных пусковых устройств фактор быстродействия инерциальной системы очень важен, а поворот платформы из данного азимута к азимуту плоскости стрельбы вызывает потерю времени. В этих случаях, считают за рубежом, желательно оставить платформу на ее азимуте и преобразовать текущую систему координат в систему координат, соответствующую плоскости стрельбы. Этот метод приемлем для большинства подвижных пусковых устройств и применяется также при пусках со стационарных пусковых устройств, но особенно повышает эффективность стрельбы при пусках с самолетов, когда ракета выполняет наряду с маневром по тангажу и маневр по азимуту.

Для пояснения некоторых проблем, связанных с маневром по азимуту, рассмотрим работу платформы одной из зарубежных ракет в режиме наведения и управления полетом. На рис. 3.9 показана структурная схема формирования сигналов ошибки, образуемых путем сравнения программных углов с углами поворота рамок карданного подвеса. Оси платформы в системе наведения материализуют базовую систему координат, относительно которой отсчитываются углы ориентации ракеты. Сигналы ошибки снимаются с датчиков углов соответствующих осей карданного подвеса и используются в качестве команд ориентации осей ракеты. Эта схема называется вычислителем ошибок углов ориентации.

В этой схеме используется трехосная платформа в карданном подвесе. Ориентирована она так, что преобразователь внутренней рамки выдает сигнал, пропорциональный ошибке по углу рыскания, преобразователь средней рамки — угловую ошибку тангажа, а преобразователь внешней рамки приводит угловые ошибки поворота в плоскостях рыскания и тангажа к навигационной (базовой) системе координат для управления полетом.

Синусно-косинусные преобразователи представляют собой электромеханические устройства, связанные с со-

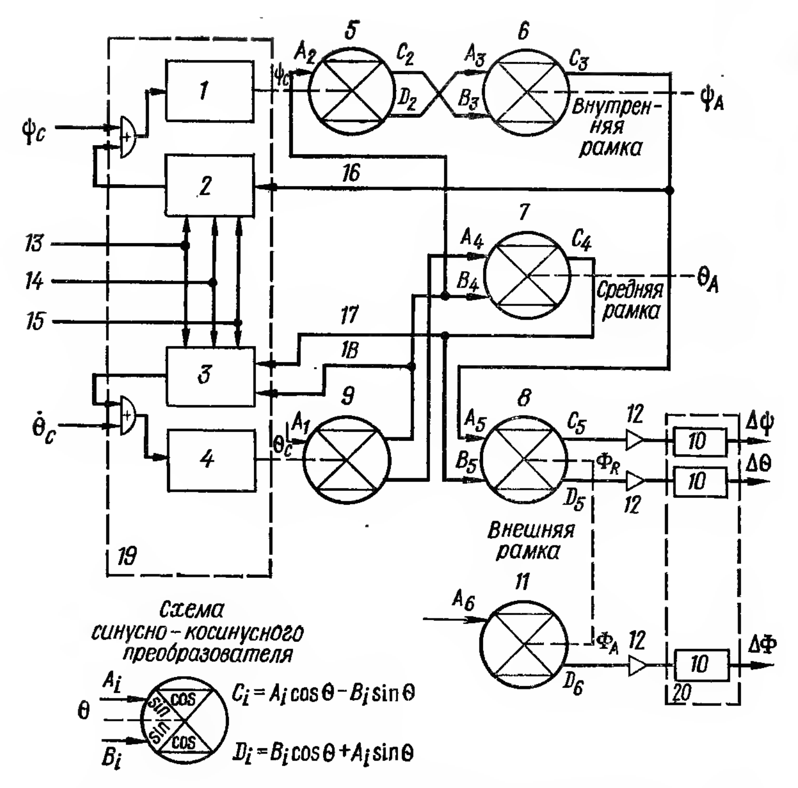


Рис. 3.9. Структурная схема формирования сигналов ошибки ориентации ракеты:

1 — сервопривод азимутального канала; *2* — логическое устройство азимутального канала; *3* — логическое устройство канала тангажа; *4* — сервопривод канала тангажа; *5* — преобразователь азимутального сигнала; *6* — преобразователь внутренней рамки; *7* — преобразователь средней рамки; *8* — преобразователь углов рыскания и тангажа; *9* — преобразователь канала тангажа; *10* — демодулятор (преобразователь типа аналог—код); *11* — преобразователь угла крена; *12* — усилитель переменного тока; *13* — предстартовые команды; *14* — команды на включение зажигания второй ступени; *15* — команда на отделение второй ступени; *16* — команды, поступающие перед стартом и на пассивном участке; *17* — команды на пассивном участке; *18* — предстартовые команды; *19* — преобразователь типа код — аналог; *20* — блок демодуляторов

ответствующими осями карданного подвеса и предназначенные для преобразования сигналов из одной системы координат в другую.

Взаимосвязи векторных компонентов для всех изображенных синусно-косинусных преобразований показаны в нижнем левом углу рис. 3.9. Векторные компоненты

представляют собой входные и выходные сигналы напряжения переменного тока.

Синусно-косинусный командный преобразователь азимутальных сигналов механически связан с азимутальной следящей системой и вырабатывает пропорциональные сумме воздействий по азимутальному каналу сигналы, поступающие на преобразователь внутренней рамки карданного подвеса.

Синусно-косинусный командный преобразователь сигналов угла тангажа механически связан со следящей системой угла тангажа и вырабатывает пропорциональные сумме воздействий по этому каналу сигналы, поступающие на преобразователь средней рамки подвеса и преобразователь азимутального сигнала.

Преобразователи внутренней и внешней рамок карданного подвеса преобразуют входные электрические напряжения в соответствии с углами поворота рамок. Обычно они связаны с сельсинами-приемниками (повторителями), находящимися в электронном блоке платформы. Выходные сигналы этих преобразователей вырабатываются в координатной системе, образованной осями рамок подвеса (осями платформы).

Преобразователи внешней рамки подвеса служат для преобразования сигналов из координатной системы платформы в связанную систему координат.

Преобразователи типа код — аналог (следящие системы) являются преобразователями цифровых сигналов в аналоговые; они получают дискретную информацию об ориентации ракеты и преобразовывают ее в аналоговую форму в виде механического поворота вала. Преобразователи типа аналог — код преобразуют аналоговые сигналы в цифровые для использования в вычислительном устройстве.

Под пассивным участком подразумевается полет ракеты вместе с самолетом и до включения двигателя после отделения ракеты, а также по инерции после выключения двигателя первой ступени и до включения двигателя второй ступени.

Выходной сигнал преобразователя внутренней рамки подвеса можно представить в виде

$$C_3 = A_1 \cos\theta_C \sin(\psi_C - \psi_A), \qquad (3.5)$$

где A_1 — коэффициент пропорциональности;

θ_C — программный угол тангажа;
ψ_C — программный угол рыскания (азимутальный угол);
ψ_A — фактический курс самолета.

В выражении (3.5) вычисленная азимутальная ошибка $\sin(\psi_C - \psi_A)$ преобразовывается в ошибку поворота в азимутальной плоскости в системе координат, связанной с платформой. Вместо $\cos\theta_C$ следовало бы поставить $\cos\theta_A$, где θ_A — фактический угол тангажа, но поскольку разность $(\theta_C - \theta_A)$ стремится к нулю, то введенная этой заменой ошибка мала.

Выходной сигнал преобразователя средней рамки подвеса имеет вид $C_4 = A_1 \sin(\theta_C - \theta_A)$ и представляет собой ошибку угла тангажа.

Выходные сигналы C_3 и C_4 с помощью преобразователя внешней рамки подвеса преобразуются к связанной системе координат.

В режиме сопровождения выходной сигнал командного преобразователя угла тангажа используется для наведения ракеты в предстартовый период. Началом отсчета углов тангажа является плоскость платформы.

За некоторое время до пуска ракеты контур угла тангажа разарретируется, и сигналы будут поступать в него только от вычислительного устройства системы наведения ракеты.

Азимутальный командный преобразователь в предпусковой период отслеживает фактический курс самолета ψ_A. Азимутальный контур также разарретируется перед пуском ракеты, замыкаясь только на вычислительное устройство системы наведения ракеты.

Программы изменения угла тангажа и азимута обычно рассчитываются относительно горизонта в точке пуска и курсового угла самолета-носителя в этой точке.

На рис. 3.10, *а* показано взаимное расположение самолета с ракетой и цели. Вычислительное устройство должно рассчитать траекторию полета к цели с учетом ошибок положения ракеты.

Считая, что продольные оси самолета и ракеты параллельны, угол, на который необходимо развернуть ракету по азимуту, равен

$$\Delta\psi = \Delta\psi_g + \Delta\psi_L + \Delta\psi_W + \Delta\psi_R, \tag{3.6}$$

где $\Delta\psi_g$ — угол между направлением на цель и путевой скоростью;

$\Delta\psi_L$ — угол, на который сместится цель за время полета ракеты вследствие вращения Земли;
$\Delta\psi_W$ — угол между путевой скоростью и продольной осью ракеты (самолета); он определяется с помощью самолетного навигационного оборудования;
$\Delta\psi_R$ — дополнительный угол поворота ракеты; он компенсирует боковое смещение Δz, которое появляется из-за перемещения цели вследствие вращения Земли.

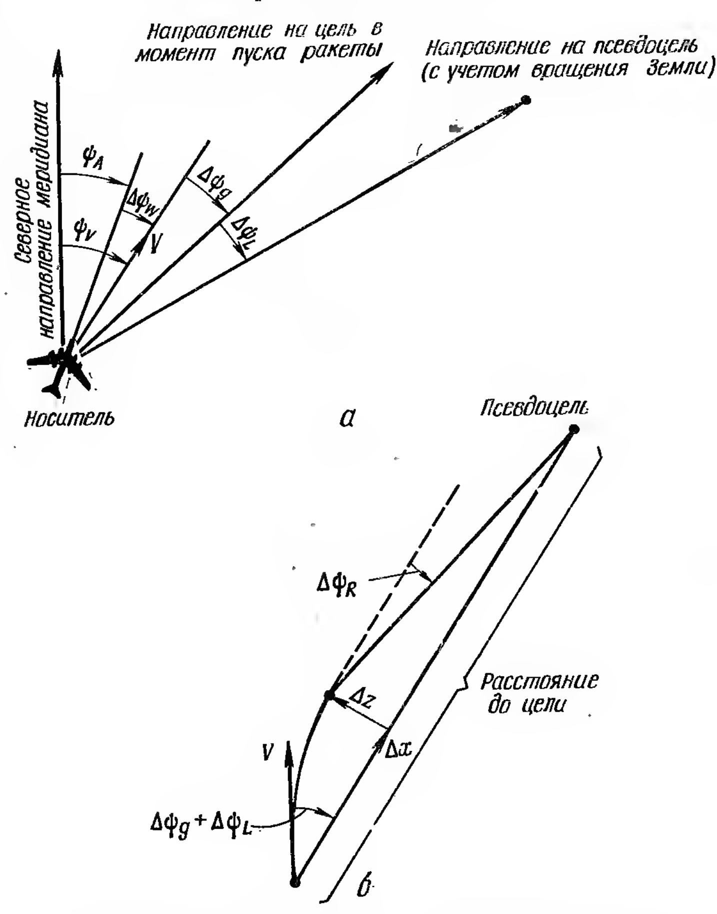


Рис. 3.10. Наведение ракеты в азимутальной плоскости

Программа изменения азимутального угла ракеты учитывает взаимное угловое положение самолета, ракеты и цели, влияние вращения Земли на носитель и цель, а также требуемую программу отработки угла тангажа.

3.7. УПРАВЛЕНИЕ УГЛОМ КРЕНА

Требования к управлению креном для баллистических ракет обычно бывают не очень жесткими и их легко удовлетворить. Системы, использующие инерциальную платформу для отсчета углов ориентации ракеты в пространстве, по данным зарубежной печати, обычно не стабилизируются по крену. В этом случае роль системы управления сводится к ограничению скорости изменения крена величиной, которая должна быть ниже скорости отработки угла крена сервосистемой платформы. В других же случаях ориентация некоторых блоков инерциальных систем требует стабилизации угла крена. Например, при необходимости азимутальной астроориентации после запуска (для уточнения курсового угла) требуется, чтобы иллюминатор телескопа на ракете во время поиска и отслеживания звезды стабилизировался бы и по крену. Кроме того, физическая реализация оптимального коэффициента усиления установленной на ракете радиолокационной антенны может также обусловить подобное требование.

Наведение ракеты с маневрированием по высоте и азимуту может обусловить проблемы аэродинамической управляемости. В этом случае прибегают к более сложному закону управления по крену, чем при обычной его стабилизации.

Для увеличения дальности полета ракеты, запускаемой с самолета, желателен максимально допустимый (из условий прочности) аэродинамический маневр, но каждая аэродинамически управляемая конструкция летательного аппарата с прямым стабилизатором имеет присущие ей характеристики устойчивости в зависимости от так называемого скоростного угла крена. Он определяется в плоскости, перпендикулярной к продольной оси ракеты, и представляет собой угол между проекцией вектора относительной скорости набегающего воздушного потока и проекцией на ту же плоскость выбранного стабилизатора.

Управление по углу крена можно осуществить следующими методами:

— придать ракете такой аэродинамический профиль, чтобы обеспечить устойчивость по углу крена;

— заранее вычислить ожидаемый угол крена и вводить его в блоки наведения с целью эквивалентного поворота ракеты вокруг продольной оси;

— использовать в системе управления вычислитель угла крена.

Хотя первый из указанных методов является самым простым, он не решает полностью задачи маневрирования ракеты в полете. Тем не менее, это, по мнению зарубежных специалистов, вполне приемлемый метод управления креном ракеты. Для его реализации требуется большое число экспериментов по продувке модели в аэродинамической трубе.

Необходимый угол крена можно вычислить, интегрируя уравнения движения ракеты по каналам азимута и тангажа, что позволит получить программу управления движением ракеты вокруг ее центра масс. Запрограммированный угол крена затем сравнивается со скоростным углом крена, который обеспечивается данной конструкцией. Этот метод не прост с математической точки зрения. Кроме того, поскольку эти вычисления основаны на предположении, что ракета движется по стандартной траектории, то возмущающие воздействия (ошибка в величине тяги, отклонение вектора тяги, ветер и др.) могут привести к расхождению между задаваемым углом крена и фактическим скоростным углом крена. О применимости этого метода для наведения ракеты с заданной аэродинамической конфигурацией судят по величине этого расхождения.

Если на борту используется устройство, вычисляющее угол крена, то, как считают за рубежом, отпадает необходимость в модификации конфигурации ракеты или в дополнительных предстартовых вычислениях. Бортовое вычислительное устройство непосредственно вычисляет функцию управления и формирует посылаемые в систему управления креном команды, пропорциональные величине угловой ошибки стабилизации ракеты. Эта ошибка системой управления сводится к нулю.

Угол крена можно измерить с помощью соответствующим образом ориентированных акселерометров. Это ос-

новано на том, что угол атаки примерно пропорционален тангенсу угла между составляющими нормальной и продольной перегрузок, измеренными акселерометрами, поэтому информацию о компонентах внешних сил можно использовать и для вычисления угла крена.

Для этой цели можно было бы использовать блок акселерометров, размещенных на платформе инерциальной системы наведения. Однако тогда потребовались бы дополнительные математические преобразования для вычисления составляющих ускорения по связанным осям ракеты. Если же в инерциальной системе используются цифровые акселерометры, возникают дополнительные трудности, так как основным выходным сигналом подобных акселерометров являются приращения скорости, а не само ускорение.

Наилучшим решением проблемы регистрации поперечных (нормальных) ускорений является, как считают иностранные специалисты, использование трех акселерометров с взаимно ортогональными осями чувствительности, установленными непосредственно на корпусе ракеты. Поскольку акселерометры жестко связаны с корпусом и чувствительны ко многим возмущающим ускорениям и угловым скоростям движения вокруг центра масс, то возникает проблема целесообразного размещения блока акселерометров.

Зарубежная практика показывает, что конструктор далеко не всегда может разместить чувствительные приборы в оптимальных точках объекта управления. Например, акселерометр, регистрирующий поперечные ускорения, предпочтительно размещать строго по центральной осевой линии (по продольной оси) ракеты, причем в таком месте, где на него не влияла бы инерционная реакция самой ракеты, возникающая при отклонении поперечных рулей. Если ракета аэродинамически устойчива за счет хвостового оперения, то акселерометр должен быть расположен впереди центра масс в так называемом центре вращения. В этой точке поперечное ускорение ракеты, возникающее при отклонении управляемого стабилизатора, компенсирует линейный компонент углового ускорения, вызываемого моментом аэродинамических сил от управляемого стабилизатора.

При таком расположении акселерометры дают показания, более всего соответствующие углу крена и по су-

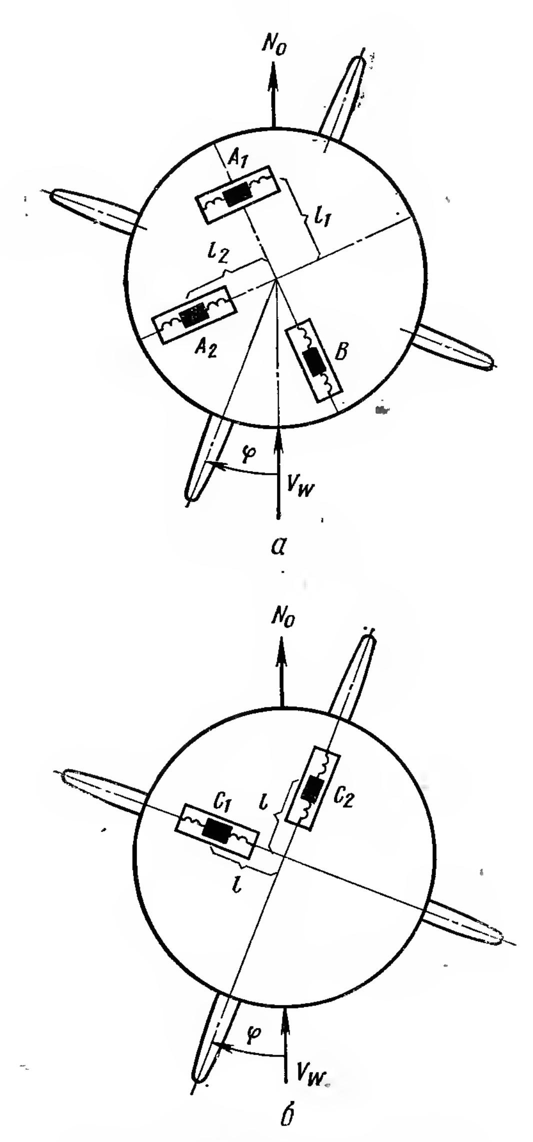


Рис. 3.11. Возможные зоны размещения акселерометров

ществу не связанные с угловыми ускорениями, возникающими при управлении в полете. Если же акселерометры установить так нельзя, то они будут чувствительны и к угловой скорости крена (или к угловому ускорению движения ракеты).

На рис. 3.11 показаны некоторые возможные варианты размещения акселерометров вне центральной осевой линии ракеты. Для удобства вектор нормального ускорения показан направленным вертикально вверх, вследствие чего угол крена и скоростной угол крена совпадают. Преобразователь внешней рамки карданного подвеса (рис. 3.9) производит преобразование измеренных ускорений относительно принятого направления.

Акселерометр инерциальной системы управления (рис. 3.11, *а*) можно установить в точке A_1, где он будет измерять угловое ускорение крена, или в точке A_2, где он будет измерять угловую скорость крена. В любом случае используется второй акселерометр B для регулировки коэффициента усиления. Анализ структурных схем с использованием акселерометров, установленных в точках A_1 и A_2, показывает, что последние обладают большей устойчивостью. Обе схемы с достаточным запасом устойчивости стабилизируют угол крена $\varphi=45°$.

На рис. 3.11, *б* показана схема размещения двух акселерометров, информацию с которых можно использовать для определения функции ошибки по углу крена. В этом случае требуются акселерометры двух типов в отличие от предыдущего варианта, где используются однотипные акселерометры.

3.8. ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ИНЕРЦИАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ

Оценка точности инерциального наведения ракет, стартующих с подвижных пусковых устройств, по мнению зарубежных специалистов, аналогична оценке точности ракет, запускаемых со стационарных пусковых устройств, так как ошибки, возникающие на всех фазах полета ракеты до цели, обусловлены в основном одними и теми же причинами.

Для ракет, запускаемых с подвижных пусковых устройств, характерны ошибки в начальных условиях, возникающие из-за неточного определения координат точки пуска, направления скорости носителя и неточной ориен-

тацией платформы инерциальной системы наведения. Таким образом, эти ошибки в значительной степени зависят от ошибок навигационного оборудования, которым оснащен носитель, и ошибок выставки гироплатформы ракеты. Эти два источника ошибок могут быть тесно взаимосвязаны для одних систем навигации и полностью независимы для других. Рассмотрим примеры таких систем.

Наземная пусковая установка, смонтированная на шасси автомобиля, характеризуется независимостью ошибок навигации и выставки. Действительно, вывод пусковой установки в заранее выбранное место наиболее просто можно осуществить, используя обычную топографическую (дорожную) карту. Можно сначала определить местоположение ракетной установки на той же карте, а затем с помощью магнитного компаса, спидометра ходовой части (или специального прибора — одометра) и простого вычислительного устройства непрерывно определять в процессе движения координаты местоположения с приемлемой точностью. Так, по данным зарубежной печати, магнитный компас, характеризуемый среднеквадратической ошибкой $\sigma=1°$, объединенный со спидометром со среднеквадратической ошибкой $\sigma=2\%$, гарантирует определение текущего местоположения на дистанции до 4 км с вероятным отклонением около 80 м. Геодезическую привязку точки пуска производят тогда, когда предъявляются повышенные требования к точности системы наведения.

Выставку платформы по вертикали можно осуществить, используя метод маятника Шулера. Точность вертикальной выставки гироплатформы зависит от уходов гироскопов, ошибок внешних измерителей скорости, смещения нуля акселерометров, от методов коррекции (демпфирования) контура и располагаемого времени выставки. При достаточно большом времени выставки ошибка в установке гироплатформы по вертикали приближается к величине смещения нуля акселерометра.

Для ориентации платформы по азимуту может использоваться метод гирокомпасирования. Для этой цели применяется четвертый гироскоп (с очень малым уходом), установленный на платформе.

Азимутальная ошибка связана с ошибкой вертикали в плоскости восток — запад, а также со скоростью изме-

нения наклона платформы во время горизонтирования. Естественно, на точность гирокомпасирования также влияет величина скорости ухода четвертого гироскопа.

Если навигация носителя осуществляется непрерывно, функции навигации и выставки могут быть скомплексированы. В качестве иллюстрации рассмотрим одну из зарубежных систем, включающую навигационные приборы самолета-носителя и ракеты. К самолетным навигационным приборам относятся:

— датчик курса самолета;

— радиолокатор с фиксированным расположением антенны;

— доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС);

— звездный хронометр;

— астрономический каталог звезд и планет и навигационный вычислитель.

К навигационным приборам, установленным на борту ракеты, относятся гиростабилизированная платформа инерциальной системы наведения и астроориентатор, установленный на гиростабилизированной платформе.

Таким образом, общая система наведения представляет собой комплексную инерциально-доплеровскую навигационную систему с астрокоррекцией. Поскольку гиростабилизированная платформа ракеты используется при навигации носителя, ее выставку перед баллистической фазой полета можно рассматривать как часть единого процесса навигации.

Рассмотрим различные виды взаимодействия самолетно-ракетных подсистем, прохождение сигналов и ошибок через эту многоконтурную систему, а также изменения самих ошибок по времени (рис. 3.12). Верхняя половина рисунка относится к подсистеме навигации и управления самолета, а нижняя — ракеты.

Курсовая система самолета включает датчик курса и панорамную РЛС. Датчик курса самолета, работая совместно с азимутальным датчиком гироплатформы, вырабатывает достаточно точную информацию об азимуте ракеты, что позволяет осуществить поиск выбранной навигационной звезды с помощью астроориентатора платформы на ограниченном участке неба. Радиолокатор с фиксированным расположением антенны служит для определения точных координат самолета-носителя, давая изображение радиолокационной карты для опознавания экипажем пролетаемой местности.

Доплеровская РЛС измеряет путевую скорость самолета и угол сноса. Информация о скорости полета используется в процессе выставки гироплатформы.

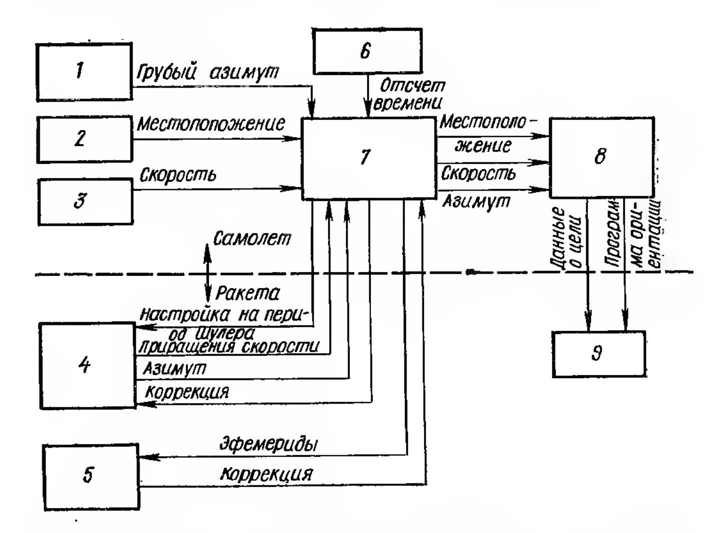


Рис. 3.12. Структурная схема взаимодействия навигационной аппаратуры самолета-носителя и инерциальной системы ракеты:

1 — датчнк курса; *2* — панорамная РЛС; *3* — доплеровский нзмеритель путевой скорости и угла сноса; *4* — гироплатформа; *5* — астроориентатор; *6* — звездный хронометр; *7* — навигационный вычнслитель с астрономическим каталогом; *8* — вычислитель предпускового прицеливания; *9* — баллнстический вычислитель

Звездный хронометр обеспечивает точный отсчет времени при пеленгации звезд. Эта информация необходима для точного и своевременного захвата звезды астроориентатором платформы.

Навигационный вычислитель с астрономическим каталогом является сердцевиной всей самолетной навигационной системы. Навигационный вычислитель программирует работу других необходимых для навигации подсистем, оперирует всей располагаемой навигационной информацией, а также вычисляет текущее местоположение и стабилизирует ориентацию навигационных координатных осей системы. Положение и ориентация этих

осей в инерциальном пространстве определяется в прямоугольной опорной системе координат вычислительным устройством. Астрономический каталог содержит библиотеку эфемерид, необходимых для слежения за небесными телами. Таким образом, навигационный вычислитель может автоматически выбирать необходимую для навигации звезду и задавать такую угловую ориентацию астроориентатора платформы, которая способствует быстрейшему ее захвату.

Гироскопическая платформа ракеты настраивается на период Шулера, что дает возможность получить при любых маневрах носителя горизонтальное основание для астроориентатора. Командные сигналы для разворота платформы вычисляются в соответствии с сигналами акселерометров, доплеровской РЛС, а также с учетом составляющих угловой скорости вращения Земли. Эти команды используются при корректировке навигационной (опорной) системы координат (для упрощения влияние составляющих угловой скорости вращения Земли рассматривать не будем). Отметим, что перед пуском гироплатформу необязательно специально ориентировать в направлении точка старта — цель.

Астроориентатор платформы использует данные астрономического каталога при поиске звезд относительно навигационной системы координат. Отслеживание астроориентатором выбранной звезды позволяет по сигналам, снимаемым с его карданного подвеса, скорректировать ориентацию навигационной (опорной) системы координат.

На рис. 3.12 представлены два элемента, которые, строго говоря, не являются частью комплексной навигационной системы. Это вычислитель предпускового прицеливания и баллистический вычислитель. От них выходные параметры поступают в систему наведения баллистической ракеты.

Принцип работы системы, источники ошибок и их прохождение в схеме лучше всего пояснить, рассмотрев временну́ю последовательность предпусковых операций.

Отметим, что описанная ниже последовательность операций имеет место для некоторой гипотетической системы наведения. В принципе для той же самой системы возможна и иная последовательность операций, которая, строго говоря, уже не будет оптимальной.

После грубой (в пределах нескольких градусов) выставки инерциальной системы наведения в нее вводятся координаты, определяемые с помощью панорамной РЛС, и начинается процесс точной выставки. Одновременно по сумме выходных сигналов датчика курса самолета и датчика азимутального угла внешней рамки карданного подвеса определяется ориентация навигационной системы координат, т. е. истинный азимут платформы. Навигационная система координат всегда получается в предположении, что гироплатформа горизонтальна, а сигналы панорамной РЛС соответствуют текущим координатам носителя, т. е. ошибка в координатах определяется ошибкой измерения координат панорамной РЛС. Разница в ориентации навигационной системы координат и ориентации платформы определяется также и отклонением платформы от истинной вертикали места. Ошибка в ориентации навигационной системы координат относительно истинного азимута платформы равна ошибке самолетного датчика курса. На основании этих данных начинается поиск звезды. Однако начальные рассогласования платформы, на которой установлен астроориентатор, делают мгновенный захват звезды маловероятным.

Спустя несколько минут, в течение которых горизонтальные контуры платформы автоматически уточняют положение приборной вертикали, навигационная система координат снова корректируется по азимуту и по координатам места. Поправки при этом невелики, так как отклонение гироскопа по азимуту между двумя контрольными ориентирами очень мало по сравнению с начальной ошибкой, обусловленной погрешностью самолетного датчика курса. Поскольку рассогласование в ориентации платформы в этот момент становится малым, то захват звезды почти гарантирован. Если же этого не произошло, то, прежде чем возобновить поиск звезды, вводится новая коррекция по координатам.

После того как звезда найдена, по данным об азимуте гироплатформы корректируется азимут навигационной системы координат с привязкой к координатам места. При этом предполагается, что платформа уже отгоризонтирована. Затем начинается поиск второй звезды, и после ее захвата процесс корректировки навигационной системы повторяется. Захват звезды и корректиров-

ка инерциальной системы повторяются несколько раз с разными звездами. В результате погрешности по азимуту и вертикали навигационной системы координат становятся исчезающе малыми.

Контур горизонтирования платформы функционирует независимо от астроориентатора на протяжении всей операции выставки. Подробнее о горизонтировании будет сказано в гл. IV. Пока отметим, что ошибка при

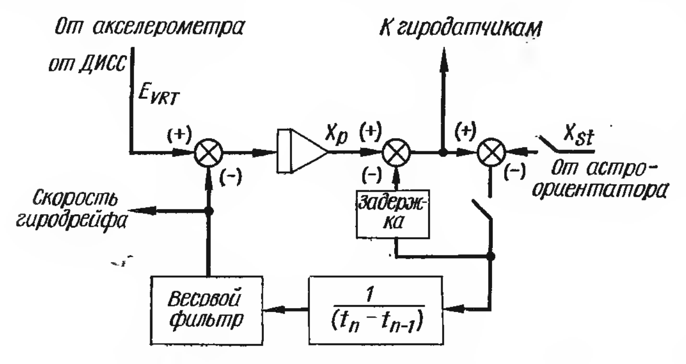


Рис. 3.13. Схема компенсации ухода гироскопов

горизонтировании зависит от ошибки, возникающей при сравнении скорости полета носителя с ракетой, определяемой доплеровской РЛС и инерциальной системой ракеты. При наличии высокоточного доплеровского измерителя скорости эта ошибка в основном определяется уходом гироскопов.

Компенсацию ухода гироскопов с помощью астроориентатора можно выполнить по схеме, изображенной на рис. 3.13. Ошибка E_{VRT} интегрируется, в результате чего сигнал x_p характеризует пространственную ориентацию платформы. Эта величина сравнивается с величиной x_{st}, полученной в результате захвата звезды астроориентатором, когда на его выходе появляются сигналы.

Переключение на цикл корректировки производится всякий раз, когда после нескольких первоначальных захватов звезды появляются сигналы на выходе астроориентатора. Появляющаяся ошибка делится на время, прошедшее с момента предшествующей коррекции, и заводится в инерциальную систему с весовым коэффициентом,

зависящим от величины дрейфа гироскопов, рассчитанного на основе предыдущих вычислений. Кроме того, к этой ошибке добавляется компенсационное приращение дрейфа, полученного по данным измерениям.

Скорректированный таким образом дрейф затем суммируется с сигналом E_{VRT} в качестве поправки, действующей до следующей ориентации по звезде (астрокоррекции). Поправка по местоположению вводится с некоторым запаздыванием в контур управления ориентацией платформы для корректировки навигационной системы координат и для подготовки этого контура к следующей корректировке по местоположению.

Компенсация ухода гироскопов по азимуту осуществляется аналогично вышеописанному методу, используемому в контуре горизонтирования платформы. Уход по азимуту вычисляется по измерениям астроориентатора и текущей ориентации навигационной системы координат. Сигнал вычисленного дрейфа по азимуту преобразуется в крутящий момент, который в отличие от компенсации дрейфа вокруг горизонтальных осей прикладывают непосредственно к гироскопу платформы.

На вычисления ухода гироскопа в азимуте горизонтирование платформы во время этой фазы навигации не оказывает отрицательного влияния. Это происходит потому, что ориентация навигационной системы координат зависит от ориентации платформы (за исключением дрейфа гироскопа относительно горизонтальной оси, положение которой корректируется одновременно), и любое изменение в ориентации платформы отражается и на соответствующем изменении ориентации навигационной системы координат.

Процесс компенсации ошибки по азимуту показан на рис. 3.14. Начальная ошибка в основном обусловлена погрешностью самолетного датчика курса. Значительно меньше на начальную величину влияют погрешности вычислительного устройства азимутального канала карданного подвеса, а также изгиб конструкции самолета-носителя. Первые две пеленгации выбранных звезд существенно понижают ошибку ориентации платформы по азимуту. Она понижается еще в большей степени, когда данные астроориентатора используются также для автокомпенсации дрейфа гироскопа по азимуту. Погрешность учета этого дрейфа и азимутальная ошибка плат-

формы одновременно понижаются до соответствующей величины. Величина азимутальной ошибки зависит также от точности горизонтирования платформы и от погрешностей электронных и механических элементов астроориентатора.

Процесс уменьшения ошибки инерциальной системы по скорости показан на рис. 3.15. После скоростной

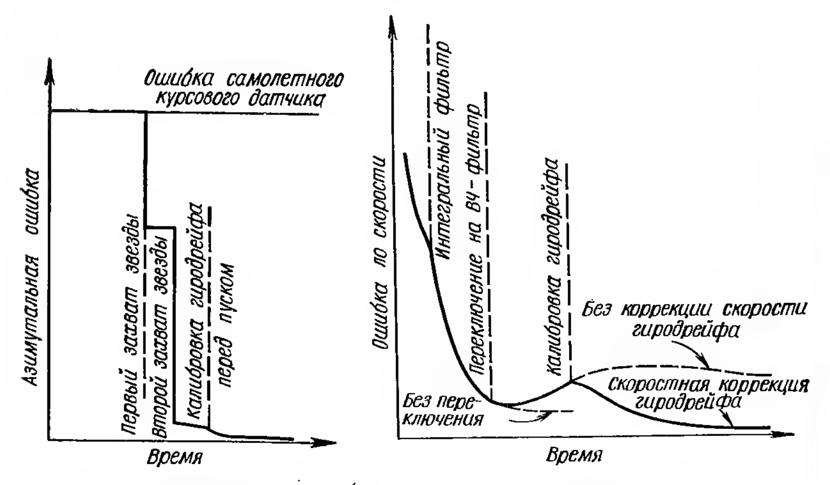


Рис. 3.14. График изменения ошибки по азимуту

Рис. 3.15. График изменения ошибки по скорости

радиокоррекции с использованием доплеровской РЛС, когда заканчиваются переходные процессы в фильтрах, эта ошибка определяется точностью доплеровского измерителя скорости. Включение в корректирующие цепи высокочастотных фильтров, повышая устойчивость системы, делает ее зависимой от ухода гироскопов. Однако описанным выше приемом автокомпенсации (с помощью астроориентатора) уход гироскопов компенсируется. В результате информация инерциальной системы о скорости полета становится приемлемой с точки зрения точности для использования в процессе наведения (уменьшается до величины, меньшей ошибки доплеровской РЛС).

Процесс уменьшения ошибки ориентации платформы по вертикали показан на рис. 3.16. После грубой выстав-

ки включаются корректирующие цепи (интегральный фильтр), что вызывает кратковременное увеличение результирующей ошибки из-за погрешностей в начальных условиях. Однако вскоре действие фильтра становится преобладающим, и ошибка в ориентации платформы вертикали быстро уменьшается. Подключение канала к высокочастотным фильтрам приводит к последующему

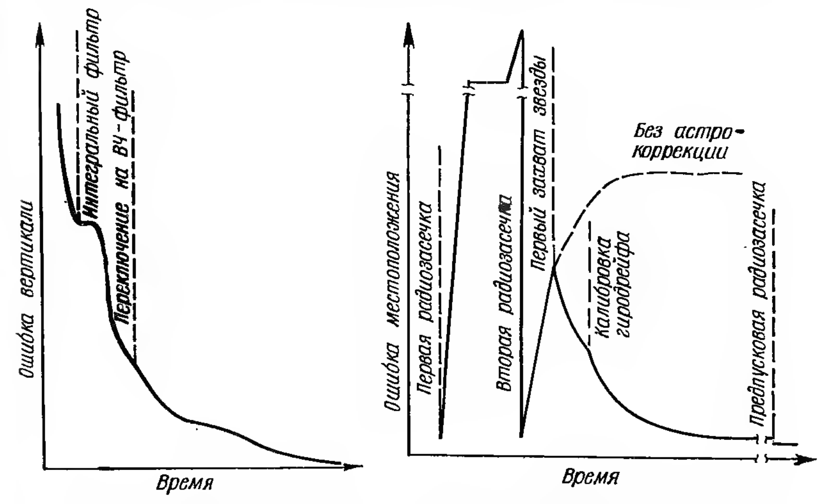


Рис. 3.16. График изменения ошибки по вертикали

Рис. 3.17. График изменения ошибки местоположения

снижению ошибки по вертикали до тех пор, пока она не станет равной ошибке смещения нуля акселерометра. Следует отметить, что на форму графика ошибки по вертикали измерения астроориентатора не оказывают отрицательного влияния.

Процесс уменьшения ошибки местоположения показан на рис. 3.17. Начальная ошибка обусловлена погрешностями радиолокационного метода засечки места. Быстрый рост ошибки свидетельствует об изменении углового положения приборной вертикали, материализуемой платформой. После второй радиолокационной засечки места ошибка по координате сначала понижается, однако затем вновь увеличивается (в соответствии с колебаниями приборной вертикали). После захвата звезды и астропеленгации ошибка в определении текущего

местоположения значительно уменьшается. Радиолокационную засечку за несколько минут до пуска ракеты можно использовать для окончательной коррекции инерциальной системы по координатам.

Реальные изменения ошибок, как показывают зарубежные исследования, отличаются от кривых, представленных на рис. 3.14—3.16. Они менее сглажены и имеют вид ломаных линий, поскольку данные астропеленгации звезд, вообще говоря, вызывают скачкообразное уменьшение ошибок, тогда как дрейф гироскопов — их постепенное нарастание в течение промежутка времени между астрокоррекциями.

Ошибки, динамика которых представлена на рис. 3.14—3.16, представляют собой по существу исходные ошибки инерциального наведения или ошибки в начальных условиях. Они-то во многом и обусловливают отклонение ракеты при полете по баллистической траектории. В принципе ракета может быть запущена в любой момент навигационной фазы носителя, когда осуществлена автокомпенсация гиродрейфа. Однако преждевременный пуск обусловит недокомпенсацию погрешностей инерциальной системы.

Интересно отметить, что вычисления дрейфа гироскопа относительно горизонтальной оси не влияют прямо на точность выставки платформы. Однако полученная в результате вычислений информация чрезвычайно полезна: кроме корректирования начальной скорости ее можно использовать и для создания моментов, прикладываемых к гироскопам платформы непосредственно перед запуском. В этом случае удается дополнительно повысить точность инерциального наведения баллистической ракеты.

ВЫСТАВКА

Прежде чем система наведения, работа которой основана на каком-либо физическом принципе, начнет действовать, выполняемые измерения должны быть соотнесены к системе координат, используемой для определения местоположения ракеты. Так как стабилизированная платформа инерциальной системы должна удерживать в пространстве заданное угловое положение чувствительных осей акселерометров или разворачивать их в соответствии с командами бортового вычислительного устройства, то перед использованием системы оси ее инерциальных элементов должны быть соответствующим образом выставлены. Кроме того, в систему должна быть введена информация о начальной скорости и координатах точки пуска, а также информация о цели.

Выставка чувствительных элементов инерциальной системы относительно используемой системы координат заключается в выставке платформы по вертикали (горизонтирование платформы) и ее ориентировании по азимуту. Выставка на Земле является частным случаем общего решения — выставки в полете.

Проблемы, возникающие при выставке и введении начальных условий, как свидетельствует зарубежная печать, обусловливают бóльшую часть различий между инерциальными системами ракет, запускаемых с подвижных (самолет, надводный корабль, подводная лодка и пр.) и стационарных пусковых устройств (ЗУР, БРДД класса «земля—земля»).

Ориентация в пространстве осей инерциальной системы, задаваемых направлениями осей чувствительности (входных осей) инерциальных приборов, требует общего определения, по крайней мере, двух неколлинеарных (непараллельных друг другу) векторов.

Для выставки платформ инерциальных систем используют в основном два метода:

1. С помощью внешних по отношению к инерциальной системе навигационных устройств.
2. С помощью самих же инерциальных приборов.

При выставке с помощью внешней навигационной информации применяют следующие устройства и приборы: геодезические реперные знаки, отвесы, уровни, пеленгаторы небесных светил, радиосекстанты и др.

Для передачи информации от исходной системы к инерциальной платформе ракеты обычно используют оптические или электромеханические приборы. К оптическим приборам относятся теодолиты, автоколлиматоры и приборы с поляризацией света. К электромеханическим приборам относятся следящие системы и синхронизирующие приборы.

Выставку стабилизированных платформ ракет можно осуществлять автономно — автоматически с применением своих же инерциальных приборов (до старта), так же автономно, но после старта (в том числе и пеленгацией небесных тел), и неавтономно — например, с использованием более совершенной инерциальной системы или всего навигационного комплекса носителя.

Следует отметить, что электромеханическая начальная выставка не всегда является обязательным элементом подготовки инерциальной системы к работе. Она необходима лишь в тех случаях, когда на угловую ориентацию осей чувствительности акселерометров и гироскопов (датчиков углового положения ракеты) накладываются какие-либо ограничения. Так, например, начальная выставка необходима при подготовке к началу работы инерциальных систем, построенных по полуаналитической и геометрической схемам, поскольку одна из осей триэдра, образованного осями чувствительности акселерометров, должна быть совмещена с направлением текущей вертикали ракеты. Для инерциальной системы, построенной по аналитической схеме, начальная выставка потребуется лишь в тех случаях, когда триэдры, образованные осями акселерометров и гироскопов, должны быть ориентированы каким-либо определенным образом (например, так, чтобы одна из осей базовых триэдров совпадала с осью мира). Наконец, для бескарданных инерциальных систем начальная электромеханическая

выставка вообще не требуется. Правда, в этом случае большое значение приобретает электронная «выставка» вычислительного устройства, заключающаяся в вводе информации о начальной ориентации координатных осей, задаваемой направляющими косинусами.

4.1. АВТОНОМНАЯ ВЫСТАВКА

Выставка вертикали

Сущность выставки вертикали (горизонтирования) заключается в том, что выходные сигналы акселерометров, установленных на платформе, подаются как сигналы обратной связи на сервоприводы, расположенные на осях карданного подвеса платформы. В этом случае при автоматической выставке для горизонтирования используется один из двух неколлинеарных векторов — вектор силы тяжести.

Если входные оси двух акселерометров расположены в плоскости платформы, их выходные сигналы могут использоваться для приведения платформы в положение, перпендикулярное к направлению вектора ускорения свободного падения. На рис. 4.1 показаны основные эле-

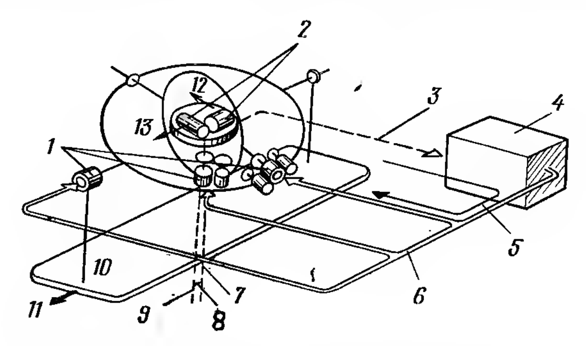


Рис. 4.1. Платформа с двумя одноосными акселерометрами в качестве индикатора вертикали:

1 — приводной моментный двигатель и синусно-косинусный преобразователь; *2* — акселерометр; *3* — сигналы от акселерометров, содержащие составляющую ускорения свободного падения; *4* — вычислительное устройство; *5* — контур настройки на период Шулера; *6* — сигналы управления моментными двигателями; *7* — приборная вертикаль; *8* — угол отклонения от истинной вертикали; *9* — направление силы тяжести; *10* — корпус ракеты; *11* — направление полета; *12* и *13* — оси чувствительности

менты такой системы, включающей сервоприводы карданного подвеса, вычислительное устройство для формирования сигналов обратной связи и электромеханические синусно-косинусные преобразователи для корректировки сигналов обратной связи в соответствии с угловыми отклонениями платформы с целью изменения ориентации осей подвеса. В этой системе сигналы акселерометров равны нулю только в том случае, когда составляющие ускорения свободного падения вдоль соответствующих входных осей равны нулю. При отсутствии горизонтальных составляющих ускорения свободного падения это условие может иметь место только в случае, если выходные оси акселерометров перпендикулярны направлению силы тяжести, т. е. когда плоскость платформы с установленными на ней акселерометрами горизонтальна. Следовательно, показанная на рис. 4.1 система с акселерометрами является указателем местной вертикали. Если путем регулировки параметров обратной связи настроить систему на период Шулера, приборная вертикаль (нормаль к плоскости платформы с акселерометрами) останется невозмущенной при воздействии горизонтальных ускорений.

Когда Земля считается сплюснутым сфероидом, что близко к реальности, ее поверхность определяется по отношению к векторам гравитационной силы * и центробежной силы инерции. Сделанное допущение однозначно определяет значение векторов тяготения и тяжести: сила тяжести равна векторной сумме силы тяготения (гравитации) и центробежной силы инерции, при этом имеется возможность в качестве вертикали места использовать геоцентрическую вертикаль ** (и соответственно геоцентрическую систему координат), маятниковую вертикаль (географическую систему координат) и гравитационную вертикаль (гравитационную систему координат).

Поскольку направление местной вертикали однозначно определяет местоположение ракеты на поверхности Земли перед стартом, то, следовательно, по известным

* Вектор гравитационной силы перпендикулярен поверхности сфероида.

** Геоцентрической вертикалью является прямая, проведенная из центра Земли к поверхности.

координатам местоположения ракеты можно определить направление местной вертикали и осуществить выставку инерциальной платформы по вертикали. Таким образом, информация о местной вертикали используется с двоякой целью: при известных координатах — для выставки платформы, а затем (в полете) — для определения местоположения по изменению направления местной вертикали.

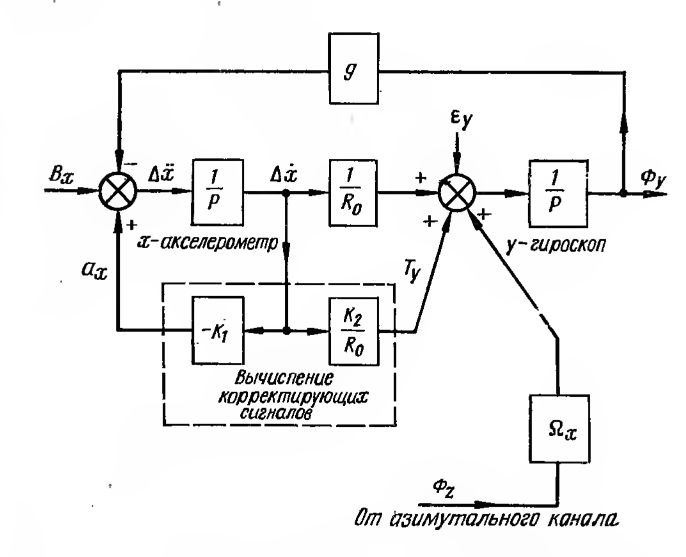


Рис. 4.2. Структурная схема модели ошибок выставки по вертикали (горизонтирования)

Рассмотрим автоматическую выставку по вертикали инерциальной системы с демпфированием. Демпфирующая схема служит для гашения колебаний, возникающих при запуске системы, из-за начальных рассогласований по вертикали и по азимуту. Структурная схема одноосной демпфированной инерциальной системы, в которой эффект влияния ошибок вертикали представлен в виде сигнала обратной связи, действующего на акселерометр, изображена на рис. 4.2. Предполагается, что система выставляется по местному уровню (линии отвеса), входные оси (оси чувствительности) гироскопов и акселерометров по соответствующим осям параллельны и от на-

страиваемой системы не требуется навигационной информации в процессе настройки.

Основываясь на принципе работы инерциальной системы и ее элементов, оценим точность выставки по вертикали. Будем считать, что первоначально платформа грубо установлена с точностью до нескольких градусов в заданном направлении, т. е. дальнейшая ориентация производится вращением на малые углы, при этом малые угловые ошибки начальной выставки платформы вызываются следующими обстоятельствами:

— скоростью уходов гироскопов ε_x, ε_y, ε_z;

— угловой скоростью гироскопов вследствие приложения моментов коррекции (корректирующих сигналов) T_x, T_y, T_z; эффектом приложения моментов коррекции относительно отклоненных (смещенных) осей пренебрегаем;

— номинальными (т. е. истинными) полными инерциальными скоростями вращения ω_x, ω_y, ω_z, происходящими вокруг отклоненных осей. Суммируясь, эти ошибки образуют угловые ошибки ориентации платформы Φ_x, Φ_y, Φ_z.

При рассмотрении схемы на рис. 4.2 предполагаем также, что относительные горизонтальные ускорения отсутствуют, так как ракета находится в фиксированном положении на Земле, когда $\omega_x=\Omega_x$ и $\omega_y=\Omega_y$ (Ω — скорость вращения Земли). В случае отклонения входной оси x-акселерометра вследствие отклонения приборной вертикали составляющая силы тяжести вдоль оси x вызовет появление сигнала на выходе акселерометра, который, складываясь с сигналом ошибки от смещения нуля акселерометра, образует сигнал $\Delta\dot{x}$ (полагаем, что акселерометр является интегрирующим).

Система демпфирована за счет формирования в цепи обратной связи ускорения a_x, пропорционального сигналу $\Delta\dot{x}$. Введение управляющего сигнала T_y, пропорционального $\Delta\dot{x}$, на y-гироскоп способствует увеличению собственной частоты системы. Начальная ошибка ориентирования по азимуту также оказывает влияние на уход y-гироскопа.

Теория показывает, что в такой системе установившиеся значения ошибок составляющей скорости изменения угла наклона вертикали и самого угла, обусловленных постоянными инструментальными ошибками, будут соответственно равны:

$$\Delta\dot{x}_{\text{уст}} = \frac{-R_0(\varepsilon_y + \Phi_z\Omega_x)}{1+K_2}; \qquad (4.1)$$

$$\Phi_{y_{\text{уст}}} = \frac{B_x}{g} + \frac{K_1}{(1+K_2)\,\omega_0^2}(\varepsilon_y + \Omega_x\Phi_z), \qquad (4.2)$$

где B_x — ошибка нуля акселерометра;
R_0 — расстояние от центра Земли до центра масс ракеты;
g — ускорение свободного падения;
$\omega_0 = \sqrt{g/R_0}$ — частота Шулера;
K_1 и K_2 — постоянные коэффициенты пропорциональности, связанные с амплитудно-частотными характеристиками системы; с их помощью подбирается режим демпфирования и уменьшается период колебаний вертикали, что способствует увеличению скорости выставки (уменьшению времени выставки).

Из выражений (4.1) и (4.2) видно, что ошибки $\Delta\dot{x}$ и Φ_y зависят от скорости ухода гироскопа и начальной ошибки выставки по азимуту (член $\Phi_z\Omega_x$).

Таким образом, для ракеты, имеющей фиксированное положение относительно Земли, горизонтирование платформы может быть достигнуто за счет создания управляющих моментов, пропорциональных выходным сигналам горизонтальных акселерометров и прикладываемых к горизонтальным гироскопам.

Азимутальная выставка

Для азимутальной выставки платформы, а следовательно, в конечном счете и азимутального прицеливания ракеты, при котором основные плоскости симметрии (плоскость стабилизаторов I—III) и стабилизации (рис. 2.4) совмещаются с плоскостью стрельбы, необходимо на стартовой позиции зафиксировать направление стрельбы. При предположении, что основная плоскость симметрии совмещена с плоскостью стрельбы, процесс совмещения основной плоскости стабилизации с основной плоскостью симметрии ракеты, осуществляемый при

включении системы азимутального приведения гироплатформы, называется юстировкой гироплатформы.

Чтобы зафиксировать направление стрельбы, на стартовой позиции определяются ориентирные направления. Ориентирование направлений заключается в определении геодезического азимута направления какой-либо прямой, принимаемой в качестве ориентирной линии. Оно может производиться тремя способами:

— от геодезической сети;
— из астрономических наблюдений;
— с помощью гироскопических приборов.

Ориентирование направлений от геодезической сети и астрономическое ориентирование требуют использования внешней информации. Ориентирование с помощью гироскопических приборов используется при отсутствии заблаговременной геодезической подготовки стартовой позиции. Для ориентирования направлений могут использоваться внешние гироскопические средства, размещающиеся на определенном расстоянии от пускового устройства, и бортовые гироскопы инерциальной системы наведения ракеты, работающие в режиме определения азимута ориентирного направления.

Автономное определение азимутов ориентирных направлений производится с помощью гирокомпасов. Процесс автоматического ориентирования в заданном азимутальном направлении называется гирокомпасированием.

Гирокомпас чувствителен к вращению Земли, точнее, к вектору скорости ее вращения, горизонтальная проекция которого определяет направление астрономического меридиана. Гирокомпас может определять положение этого вектора с помощью высокоточного прецессионного интегрирующего гироскопа. Ось ротора гирокомпаса из-за действия направляющего момента, который появляется при вращении Земли, обладает, таким образом, избирательностью по отношению к направлению меридиана.

Если ориентирование двух горизонтальных осей платформы может быть достигнуто относительно вектора ускорения свободного падения, то измерение его положения относительно вектора угловой скорости Земли Ω обеспечивает ориентирование третьей координатной оси, поскольку эти два вектора не являются коллинеарными.

Угол между направлениями векторов, используемых в качестве исходных для выставки, должен быть достаточно большим, так как при его уменьшении возрастают ошибки выставки. Поэтому в высоких широтах нельзя пользоваться для выставки гироплатформы направлениями ускорения свободного падения и оси вращения Земли. В этом случае в качестве одного из исходных направлений можно использовать направления на небесные светила.

Азимутальную выставку платформы можно осуществить с помощью бортового гирокомпаса, установленного на платформе. Более рациональным является обеспечение работы в режиме гирокомпаса бортовых гироскопов системы наведения ракеты.

Обычная трехосная гиростабилизированная платформа может быть использована для определения направления меридиана, если отключить системы горизонтальной и азимутальной коррекции. В этом случае из-за вращения Земли будут наблюдаться видимые уходы гироплатформы относительно стартовой системы координат,

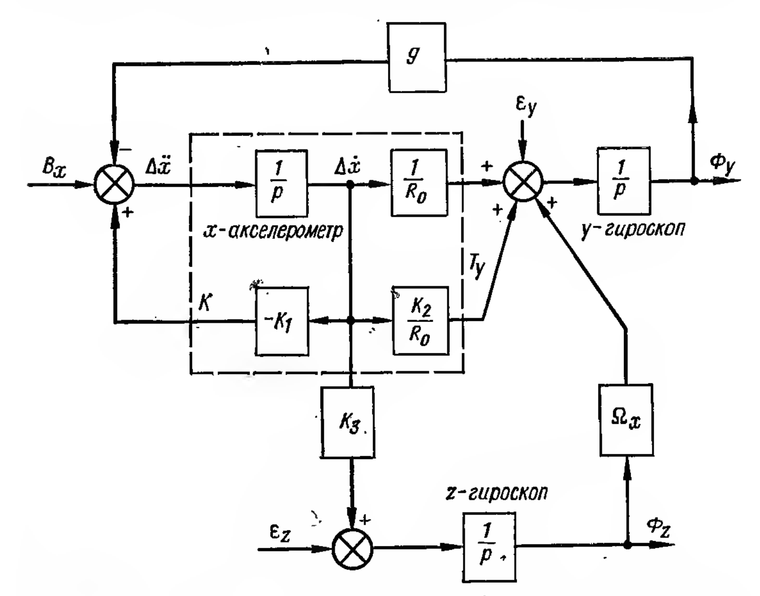


Рис. 4.3. Структурная схема модели ошибок для одноосного гирокомпасирования

связанной с Землей. Видимые угловые скорости уходов гироплатформы могут быть измерены и введены в вычислительное устройство, которое определит азимут основной плоскости стабилизации.

Точность этого способа определения направления меридиана обусловлена влиянием моментов трения в осях гироплатформы на ее уходы и ошибками датчиков угловых скоростей ухода платформы.

Простое приборное оформление схемы ориентирования по азимуту показано на рис. 4.3. Обозначим коэффициент усиления x-акселерометра и корректирующих звеньев (обведено на рисунке пунктиром) через K. Тогда

$$K\Delta\ddot{x}_{\text{уст}} = \varepsilon_y + \Phi_z\Omega_x, \qquad (4.3)$$

так как сигнал, снимаемый с акселерометра, определяется суммарной ошибкой, вызванной уходом y-гироскопа и неточной начальной выставкой по азимуту. Следовательно, угловая ошибка ориентирования Φ_z может быть получена измерением сигнала $K\Delta\ddot{x}$ и зависит от дрейфа y-гироскопа (для приведенного случая одноосного гирокомпасирования) и составляющей скорости вращения Земли.

4.2. ВЫСТАВКА ПОСЛЕ СТАРТА РАКЕТЫ

Можно произвести пуск ракеты и со сравнительно невысокой точностью наземной выставки, обеспечиваемой серийными инерциальными приборами, а затем после пуска, на большой высоте, где атмосферные помехи не оказывают существенного влияния на работу оптических устройств, определить координаты местоположения ракеты путем пеленгации одной или нескольких звезд и определения местной вертикали и азимута. Для этой цели могут быть использованы астросекстанты. Установив навигационные ошибки, допущенные при предварительной выставке, инерциальная система автоматически скорректируется.

По сведениям зарубежной печати, подобную систему можно создать уже при современном уровне развития техники, причем активная самокоррекция осуществлялась бы в течение нескольких секунд.

4.3. НЕАВТОНОМНАЯ ВЫСТАВКА

Как отмечается в зарубежной печати, автономная выставка инерциальной платформы не всегда может быть использована. Во-первых, не всегда оправдано применение дорогостоящих прецизионных гироскопов, необходимых для точной выставки. Во-вторых, многие ракеты с инерциальными системами наведения стартуют с подвижных носителей (например, запуск баллистических ракет класса «воздух—земля» с летящего самолета), а место подвески ракет не всегда позволяет осуществить прямую пеленгацию небесных тел. Поэтому возникает проблема начальной выставки гироплатформы ракеты перед пуском ракеты с носителя.

Движение носителя в период проведения выставки не может быть предопределено с очень высокой степенью точности, поэтому выставка перемещающейся платформы значительно сложнее выставки платформы, неподвижной относительно Земли.

Обычно носитель имеет более совершенный навигационный комплекс, который можно использовать для создания опорной системы координат при ориентировании инерциальной системы запускаемой ракеты. Кроме создания опорной системы координат навигационная система носителя используется для определения местоположения и скорости запускаемой ракеты в момент старта.

Для выставки платформы ракеты используют три метода:

1. Оптическую выставку вторичной системы по отношению к системе носителя.
2. Механическую выставку вторичной системы по отношению к системе носителя.
3. Сравнение выходных сигналов акселерометров обеих систем (одновременное измерение ускорений инерциальными системами носителя и ракеты).

При оптической (в том числе и лазерной) выставке осей чувствительности акселерометров обеих систем используют зеркала и точечные источники света. Оптическая передача информации об ориентировании платформы предполагает наличие прямой видимости в отсчетном направлении и сохранение пространственной ориентации линии визирования. При механической выставке исполь-

зуют датчики угла (например, сельсины) и вычислительное устройство, необходимое для сравнения угловых отклонений карданных рамок двух платформ. Эти два метода трудно использовать при пуске ракеты с самолета, так как возникают две серьезные проблемы: парирование (или, по крайней мере, компенсация) изгибных деформаций, обусловленных воздействием возмущенной атмосферы на корпус самолета, и трудность получения неподвижной линии визирования. Кроме того, необходимо, чтобы обе инерциальные системы использовали одну и ту же систему координат и сохраняли горизонтальное положение относительно местной вертикали в точке старта.

При третьем методе выставки, по мнению зарубежных специалистов, главный недостаток заключается в том, что трудно однозначно определить получаемые сигналы коррекции. Задача упрощается при сравнении выходных сигналов с акселерометров двух систем, если возмущение остается постоянным по направлению в течение некоторого времени, поэтому этот метод предполагает выполнение носителем определенного стандартного маневра для создания перегрузок, которые фиксируются обеими системами. Ускорение носителя при маневре должно превосходить погрешность акселерометров не менее чем в 1000 раз.

Если ни один из указанных методов применить нельзя, на носителе используют промежуточную инерциальную систему, которая получает информацию о выставке от навигационного комплекса носителя и передает ее в инерциальную систему наведения ракеты.

Перед пуском ракеты с самолета для выставки платформы ракеты необходимо иметь данные не только о местоположении самолета, но и знать его скорость, полученную от внешнего по отношению к настраиваемой системе ракеты источника информации (эталонную скорость), — от инерциальной навигационной или доплеровской системы носителя.

Измеренная тем или иным способом эталонная скорость может быть введена в систему ракеты в виде составляющих либо в географической системе координат, либо в координатной системе платформы ракеты. В первом случае необходимо получить компоненты скорости вдоль направлений на север, восток и по вертикали. Во

втором случае измеренная в системе координат самолета эталонная скорость путем разложения на составляющие по осям карданного подвеса платформы вводится в инерциальную систему ракеты для сравнения со скоростью, вычисленной этой инерциальной системой. В результате сравнения вырабатываются сигналы коррекции $\Delta\dot{x}$ (рис. 4.2 и 4.3).

Внешние входные данные о скорости и координатах носителя, требуемые для выставки платформы, используются также для уточнения вычисленных навигационной системой ракеты скорости и координат до тех пор, пока начальные ошибки не устранятся и система не будет выставлена.

Приборная реализация систем горизонтирования и азимутального ориентирования аналогична схемам, изображенным на рис. 4.2 и 4.3 соответственно.

Рассмотрим более подробно схему на рис. 4.2. Она имеет обратные связи к акселерометру и горизонтальному гироскопу через устройства с коэффициентами усиления K_1 и K_2/R_0 соответственно. Величина сигнала обратной связи применительно к случаю неавтономной выставки является разностью между скоростью, вычисленной системой ракеты, и скоростью носителя, полученной путем внешних измерений.

Исследование уравнения ошибки скорости $\Delta\dot{x}$ для установившихся значений исходных возмущений показывает, что, если K_2 сделать больше единицы, удельный вес компоненты ошибки скорости, обусловленной уходами гироскопа, становится незначительным, и ошибка в скорости фактически равна ошибке ввода эталонной скорости. Это служит обоснованием применения доплеровско-инерциальной системы. Предполагается, что в такой системе ошибки измерения эталонной скорости доплеровским радиолокатором могут быть сделаны значительно меньше ошибок в скорости, обусловленных уходами гироскопа. Преимущество такой системы становится особенно существенным, если в системе реализован большой коэффициент K_2.

При выставке по вертикали, как показывает теория, разность между вычисленной системой ракеты и измеренной эталонной скоростью, характеризующая ошибку выставки, пропорциональна угловой ошибке ориентирования по азимуту и полной угловой скорости вращения

ракеты вокруг горизонтальных смещенных осей (для первого случая) или угловой скорости вращения Земли относительно горизонтальных смещенных осей (для второго случая).

Ошибка ориентирования по азимуту, как следует из теории, не зависит от коэффициентов K_1 и K_2 (рис. 4.3), т. е. от временны́х характеристик инерциальной системы, прямо пропорциональна дрейфу гироскопов горизонтальных осей и обратно пропорциональна сумме квадратов полной угловой скорости вращения ракеты относительно горизонтальных осей (для первого случая) или сумме квадратов угловой скорости вращения Земли относительно горизонтальных осей (для второго случая). Таким образом, по мере приближения значений горизонтальных компонент соответствующих угловых скоростей (для первого или второго случая) точность системы ухудшается. Так, при сравнении со скоростью вращения Земли по мере увеличения широты места горизонтальная составляющая вектора скорости вращения Земли уменьшается до тех пор, пока не станет равной нулю на северном и

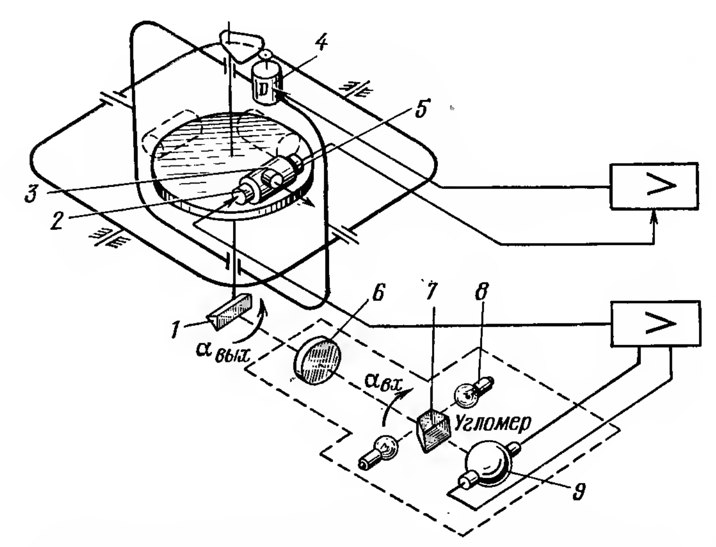


Рис. 4.4. Схема азимутального разворота гироплатформы:
1 — контрольная призма; 2 — датчик момента; 3 — гироскоп; 4 — двигатель; 5 — датчик угла прецессии; 6 — объектив; 7 — анализирующая призма; 8 — лампа; 9 — приемник излучения

южном полюсах Земли. Это положение соответствует точкам, в которых векторы силы тяжести и угловой скорости вращения Земли становятся коллинеарными.

В заключение рассмотрим одну из зарубежных систем азимутального разворота бортовой гироплатформы вокруг вертикальной оси (рис. 4.4) с применением в качестве измерительного устройства угломера, работающего в нулевом режиме.

Регулируемым объектом системы является гироплатформа. Световой поток, выходящий из объектива угломера, отражается от контрольной призмы, установленной на платформе, и анализируется в угломере. На основе анализа светового сигнала в угломере вырабатывается электрический сигнал рассогласования, подаваемый на моментный датчик гироскопа крена, который вызывает прецессию платформы вокруг вертикальной оси. Отработка рассогласования прекращается при совмещении перпендикуляра к контрольной призме с визирной осью угломера.

Переход из состояния выставки в состояние навигации (счисления пути) обычно осуществляется снятием или измерением корректирующих сигналов для гироскопов и акселерометров и введением программы вычислений для решения уравнений полета.

ИНЕРЦИАЛЬНОЕ НАВЕДЕНИЕ РАКЕТ, СТАРТУЮЩИХ С НОСИТЕЛЯ

В качестве примера рассмотрим управляемую сверхзвуковую ракету SRAM класса «воздух—земля». Она разработана для вооружения существующих и перспективных стратегических бомбардировщиков и предназначена как для подавления средств системы ПВО, так и для поражения основных целей. В первом случае запущенные ракеты должны вывести из строя РЛС и батареи ЗУР, чтобы обеспечить прорыв бомбардировщика к основному объекту, который затем будет подвергнут удару с помощью оставшихся неиспользованными ракет и бомб.

После некоторой модификации ракета может быть использована для выполнения следующих задач:

— обеспечение защиты бомбардировщиков от истребителей противника, для чего необходимо внести изменения в программу ее бортовой ЭВМ;

— вывод из строя передвижных «излучающих целей», т. е. РЛС системы ПВО, местонахождение которых неизвестно перед вылетом бомбардировщика;

— борьба с подводными лодками противника;

— использование в качестве сверхзвуковой мишени.

Ракета SRAM будет первоначально дополнять, а впоследствии заменит управляемые ракеты (УР) класса «воздух—земля» «Хаунд Дог».

5.1. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТЫ

Ракета SRAM (рис. 5.1) имеет вытянутую обтекаемую форму, которая обладает низким аэродинамическим сопротивлением и создает минимальный отраженный сигнал при облучении радиолокатором под углом 30° к продольной оси ракеты. Длина ее 425 см, максимальный диаметр 45 см, стартовая масса 1000 кг. На хвостовой части расположены аэродинамические органы управления. Корпус покрыт силиконовым теплозащитным



Рис. 5.1. Ракета SRAM (AGM-69A)

материалом для снижения аэродинамического нагрева при полете на малых высотах со сверхзвуковой скоростью и уменьшения радиолокационного сечения.

Компоновка ракеты схематично показана на рис. 5.2. Ударный взрыватель *1* предназначен для подрыва боевой части с соответствующим зарядом в случае выхода из строя основного радиолокационного взрывателя. В отсеке *2* может быть установлена система наведения стандартной противорадиолокационной ракеты. В отсеке *4* размещается аппаратура автопилота и инерциальной системы наведения и управления, ЭВМ и радиолокационный высотомер.

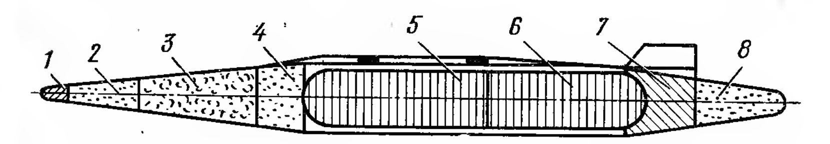


Рис. 5.2. Схематическая компоновка ракеты SRAM:

1 — ударный взрыватель; *2* — отсек для размещения системы самонаведения; *3* — ядерный заряд; *4* — отсек системы наведения и управления; *5* — маршевый заряд твердого топлива; *6* — стартовый заряд твердого топлива; *7* — хвостовой отсек с исполнительным оборудованием системы управления; *8* — хвостовой обтекатель

Ракета оснащена двухсекционным РДТТ, обеспечивающим стартовый и маршевый режимы полета. Секции могут включаться в работу одна за другой или с некоторым интервалом по времени (от 1,5 до 80 с), что позволяет осуществить полет ракеты по практически неограниченному количеству траекторий, которые могут быть запрограммированы и введены в ЭВМ самолета-носителя. Так, например, возможны случаи обеспечения макси-

мальной дальности полета при сравнительно небольшой скорости и минимальной дальности при максимальной скорости полета. В варианте максимальной дальности полет происходит по баллистической траектории с включением маршевой секции сразу же после окончания работы разгонной секции. Время воспламенения заряда маршевой секции задается специальным временным механизмом.

Описание основных типов траекторий ракеты SRAM приведено в разд. 3.1. В зависимости от типа траекторий дальность действия ракеты равна 50—300 км, максимальная скорость полета превышает скорость, соответствующую $M=3$.

Управление полетом ракеты осуществляется с помощью трех хвостовых рулей, расположенных равномерно по окружности. До момента пуска ракеты рули удерживаются в фиксированном положении. Для приведения их в действие имеются гидравлические сервоприводы, которые обеспечивают необходимый момент для устранения возмущений от переходных процессов пуска и выполнения маневров в полете. Рулевые поверхности сохраняют эффективность при $M \geqslant 0{,}38$.

5.2. ОСОБЕННОСТИ ПУСКА

Ракета SRAM может запускаться с бомбардировщика при полете на больших и малых высотах, на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях, а также в сторону от курса самолета, ее траектория может изменяться в полете. Кроме того, ракеты могут запускаться одновременно, при этом каждая будет лететь по собственной траектории. Возможен последовательный пуск нескольких ракет для одновременной атаки одной цели с разных направлений. По мнению специалистов, пуск с большой высоты обеспечивает бо́льшую дальность полета, но увеличивает ее уязвимость.

Ракета крепится на самолете специальным замком. Отделение ракеты от самолета (катапультирование) осуществляется под действием взрывного устройства, при этом электрические и воздушные цепи разрываются, а вытяжная чека выдает сигнал в систему наведения ракеты об отделении и начале вычисления траектории свободного полета. Угловая скорость тангажа при катапультировании равна нулю.

Перед отделением ракеты система наведения приводится в готовность, но сигналы ошибок положения не воспринимаются до отделения ракеты от самолета.

При отделении ракеты безопасность обеспечивается отклонением ее управляющих поверхностей до пуска и нечувствительностью системы наведения к ошибкам наведения при пуске.

Предпусковые отклонения рулей направления, предпусковой контроль и уменьшение ошибок положения заложены в программу самолетного вычислительного устройства.

Запуск двигателя ракеты происходит уже в свободном полете, после чего она может следовать любым заданным курсом независимо от курса самолета.

Программа с данными о цели заранее вводится в главную ЭВМ самолета. Проведение проверок (испытаний) во время дежурства самолетов на земле не требуется. При получении приказа на применение ракет экипаж должен выполнить минимальное количество операций: включить систему в работу, определить время прохождения контрольных радиолокационных ориентиров и выполнить маневр по корректировке положения самолета, после чего дать команду на автоматический пуск. Прогрев аппаратуры ракеты и ориентация инерциального измерительного блока ракеты с помощью самолетного блока аналогичного назначения производятся автоматически в течение нескольких минут. После этого бортовая ЭВМ непрерывно вычисляет положение самолета относительно целей. Непосредственно перед входом в район цели (целей) выполняется маневр для ориентации элементов системы наведения ракеты и уточняется местоположение самолета с помощью бортовой РЛС.

Для пуска ракет требуется лишь снять систему с предохранителя, после чего все дальнейшие операции выполняются автоматически. В момент прихода самолета в область досягаемости ракеты до цели (целей) загорается сигнальное табло и автоматически производится пуск.

Если решение о пуске не принято, система управления огнем все же постоянно определяет моменты, когда самолет находится в пределах дальности до всех целей,

координаты которых хранятся в запоминающем устройстве главной ЭВМ. Одновременно ЭВМ учитывает такие переменные величины, как плотность воздуха, скорость, высоту полета и другие данные, влияющие на дальность и скорость полета ракеты.

В системе управления огнем имеется предохранительное устройство, исключающее возможность пуска в случаях, когда дальность до цели настолько мала, что взрыв заряда ракеты способен повредить самолет.

Изменение программы полета непосредственно в полете осуществляется автоматически с помощью самолетной РЛС атаки целей или оператором, вводящим информацию о цели в систему наведения ракеты.

Для обеспечения надежности ракеты предусмотрен ряд устройств, и в частности система самопроверки, которая с помощью ЭВМ автоматически контролирует состояние всех компонентов ракеты и в случае необходимости выбирает дополнительные траектории или вообще исключает пуск. Вспомогательный источник питания системы управления огнем включается в работу при критических изменениях мощности питания. Сведения о любом отказе фиксируются в запоминающем устройстве главной ЭВМ, а выявленные неполадки устраняются после выполнения боевого задания.

Не допускается производство пуска с крутого разворота и при резких изменениях угла тангажа.

5.3. СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

Система наведения и управления ракеты SRAM в комплексе с самолетной системой должна решать следующие основные задачи: включение в работу самолетной системы навигации; обеспечение дальней навигации самолета, вооруженного управляемыми ракетами SRAM; прицеливание непосредственно перед пуском ракеты; выбор траектории, в частности полубаллистической траектории или траектории огибания рельефа местности (траектория наведения обеспечивается также работой инерциальной системы и радиовысотомера, установленных на борту ракеты); обеспечение работы квазисамонастраивающегося автопилота, который может стабилизировать полет аэродинамически неустойчивой ракеты в широком диапазоне изменения условий полета;

обеспечение точной навигации летящей ракеты в свободном полете.

Принцип работы системы наведения и управления заключается в сравнении параметров фактической траектории полета с данными, заложенными в память вычислительного устройства, и коррекции траектории для попадания в цель. В функции системы входит:

— выставка и коррекция инерциальных приборов;

— стабилизация осей координат в пространстве во время полета с работающим и неработающим двигателем;

— измерение ускорений для непрерывной навигации в прямоугольной системе координат путем двойного интегрирования сигналов акселерометров;

— выработка данных о траектории, по которой должна следовать ракета;

— сравнение вычисленного местоположения ракеты с местоположением, которое она должна занимать на заданной траектории, и выработка команд для управления полетом путем формирования сигналов и внутренних переключений в зависимости от скоростного напора, пространственного положения и скорости ракеты;

— выработка необходимых дискретных сигналов (запуск двигателя, приведение в действие взрывателя и т. д.).

Гиростабилизированная платформа с акселерометрами обеспечивает их ориентацию в навигационной (исходной) системе координат. При вращении ракеты в пространстве с датчиков углов гироскопов снимаются сигналы, которые после усиления используются для включения соответствующих двигателей, разворачивающих платформу до тех пор, пока сигналы рассогласования не станут равны нулю.

Один из гироскопов измеряет вращение вокруг осей «Север — Юг», «Запад — Восток» и вырабатывает сигналы для поворота платформы по осям тангажа и крена. Другой гироскоп вырабатывает сигналы для двигателя азимутального подвеса гироскопа. Третий гироскоп воспринимает угловую скорость вращения Земли и вырабатывает сигналы коррекции.

Платформа первоначально выставляется в исходной системе координат с помощью бортового вычислительного устройства, которое вырабатывает командные сигна-

лы, создающие моменты относительно осей гироскопа. В полете по этим командам осуществляется коррекция долговременных уходов гироскопов.

С помощью решающих приборов (синусно-косинусных преобразователей) на осях подвесов команды, вырабатываемые вычислительным устройством, преобразовываются в связанную с ракетой систему координат, после чего эти команды в виде сигналов управления поступают на автопилот.

5.4. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ

Для наведения управляемой ракеты SRAM на цель был разработан так называемый метод «наведения на мнимую цель», позволивший реализовать сравнительно простую схему наведения и управления полетом УР на основе инерциальной системы на борту самолета, а также инерциальной системы и автопилота на борту ракеты. При этом удалось свести к минимуму объем вычислений на борту ракеты, так как бо́льшая часть вычислений выполняется на борту самолета, что позволило максимально упростить вычислительное устройство ракеты. Кроме того, этот метод дает возможность без особой сложности изменять траекторию полета УР к действительной цели.

Мнимая цель в рассматриваемом методе — это некоторая точка пространства, координаты которой вырабатываются в бортовом вычислителе управляемой ракеты и которая «движется» по определенной траектории, проходящей через точку местоположения действительной цели. Управляемая ракета наводится на действительную цель методом погони за мнимой целью, начиная с момента пуска с самолета и кончая попаданием в действительную цель. Траектория мнимой цели полностью определяется траекторными алгоритмами, которые хранятся в вычислителе на борту ракеты, и 36-ю баллистическими коэффициентами прицеливания, рассчитываемыми вычислителем на борту самолета. Эти 36 коэффициентов вводятся в бортовой ракетный вычислитель непосредственно перед пуском ракеты и запоминаются в нем как коэффициенты траекторных алгоритмов движения мнимой цели.

Упрощенная структурная схема навигации, наведения и управления полетом УР SRAM показана на рис. 5.3. Блок инерциальных элементов (стабилизированная платформа) на борту УР выставляется во время полета самолета перед пуском ракеты по эталонному блоку

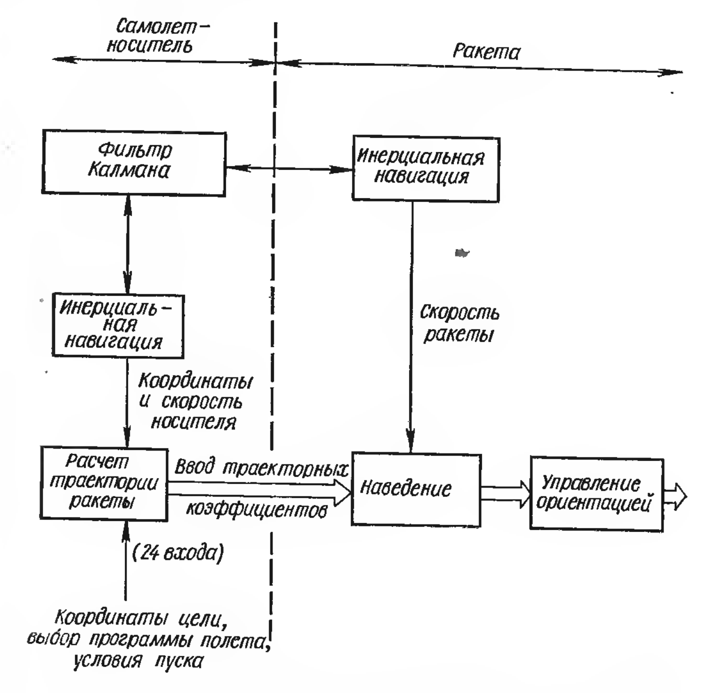


Рис. 5.3. Упрощенная структурная схема навигации, наведения и управления полетом ракеты

инерциальных элементов носителя с использованием метода фильтра Калмана для 10-мерного вектора состояния ракеты. При самостоятельном полете УР к цели после пуска инерциальные измерения на борту ракеты производятся в исходной системе координат, связанной с касательной к траектории полета плоскостью в точке пуска. Управление полетом ракеты осуществляется с помощью автопилота, который реализует закон управления по угловой ошибке. В автопилоте для демпфирования используются скоростные гироскопы.

Траектория мнимой цели представляет собой пространственную кривую, проекции которой на две взаимно перпендикулярные плоскости (горизонтальную и тангажа) запрограммированы самостоятельно. Каждая проекция состоит из прямолинейных, круговых и параболических участков.

На рис. 5.4 представлена траектория мнимой цели и иллюстрируется принцип преследования этой цели, а на

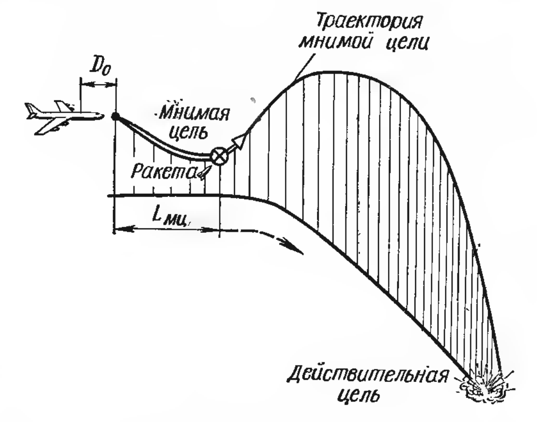


Рис. 5.4. Наведение методом погони за мнимой целью

рис. 5.5 показаны проекции этой траектории на горизонтальную плоскость и плоскость тангажа. Смежные участки траектории мнимой цели в обеих плоскостях подбираются так, чтобы проекции траектории были сглаженными. Как видно на рис. 5.5, *б*, проекция траектории мнимой цели в плоскости тангажа состоит из трех параболических участков. Все участки обеих плоскостей определяются 19-ю баллистическими траекторными коэффициентами (8 коэффициентов в горизонтальной и 11 в вертикальной плоскостях). В приведенных на рис. 5.5, *а* и *б* формулах отражена функциональная роль этих коэффициентов.

Траектория мнимой цели обеспечивает возможность учета ограничений по динамике, а также надежное и безопасное удаление УР от самолета, исключает опасность удара ракеты в землю при запуске с малой высоты и удовлетворяет некоторым другим требованиям, как, на-

пример, требованиям минимального времени полета и максимальной скорости при встрече с целью.

Так как основной объем вычислений осуществляется самолетным вычислителем, то в его память вводятся за-

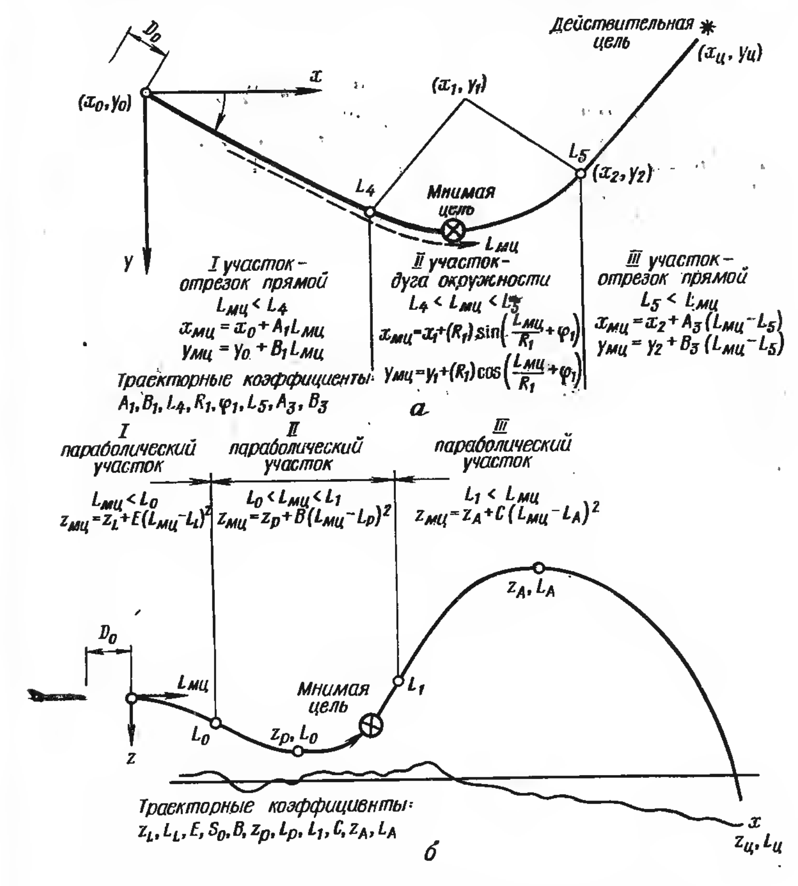


Рис. 5.5. Проекции траектории мнимой цели на горизонтальную плоскость (*а*) и плоскость тангажа (*б*)

ранее определенные алгоритмы прицеливания и таблицы, которые характеризуют выбранные траектории мнимой цели.

Для выбора оптимальных характеристик траекторий мнимой цели были проведены общий анализ, моделиро-

вание, а также летные испытания. При этом программа реализации алгоритма прицеливания учитывала 24 входных параметра (см. рис. 5.3), а также некоторые константы, характерные для выполняемой задачи при пусках ракет. В частности, исследования зависимости полного угла атаки ракеты и вертикального снижения z от пройденного ракетой пути L в горизонтальной плоскости показали, что оптимальная величина кривизны первого параболического участка (см. рис. 5.5, *б*) должна быть такой, чтобы снижение было минимальным, а угол атаки не превышал максимально допустимого значения при наихудших условиях. Чрезвычайное увеличение вертикального снижения ухудшает характеристики ракеты по дальности и скорости.

Оптимальная величина кривизны зависит от числа M и высоты в точке пуска ракеты. Расчетные оптимальные значения величины кривизны вводятся заранее в память самолетного вычислителя в форме таблиц. Для получения промежуточных значений кривизны производится линейная интерполяция табличных данных.

Независимой переменной во всех траекторных алгоритмах является величина L_{VT} — длина проекции пройденного мнимой целью пути на горизонтальную плоскость. Каждому значению величины L_{VT} соответствует одно положение мнимой цели в пространстве (x_{VT}, y_{VT}, z_{VT}).

При самостоятельном полете УР величина текущей дальности D от ракеты до мнимой цели поддерживается равной ее расчетному значению. Начальное значение этой величины D_0 представляет собой один из 36 коэффициентов, которые вырабатываются в самолетном вычислителе. Величина D_0 программируется таким образом, чтобы было обеспечено постоянное превышение над рельефом местности, которое определяется допустимыми углами атаки ракеты, числом M при пуске и высотой точки пуска ракеты над земной поверхностью. По расчетам [14] $D_0=381$ м при высоте точки пуска ракеты более 152 м. Если $D_0<381$ м, дальность возрастает до величины 381 м и далее ее не превышает.

В бортовом вычислителе УР вычисляются 3 ортогональные составляющие рассогласования положения ракеты и мнимой цели в исходной (навигационной) системе координат — Δx, Δy, Δz. Эти составляющие определяют положение линии визирования (*LOS*) мнимой цели с борта ракеты. Величины Δx, Δy, Δz преобразуются в аналоговые выходные сигналы E_x, E_y, E_z, которые разлагаются по осям системы координат, связанной с корпусом ракеты, с помощью угловых (синусно-косинусных) преобразователей, расположенных по осям подвеса инерциальной платформы. Такое преобразование сигналов позволяет получить угловые ошибки ориентации ракеты ψ и θ. Для малых величин сигналы угловой ошибки ψ и θ представляют собой углы Эйлера между направлением продольной оси ракеты (оси крена) и направлением линии визирования мнимой цели с борта ракеты (вектора *LOS*) в связанной системе координат. Угловая ошибка по крену φ получается путем сравнения сигнала с датчика угла в подвесе инерциальной платформы и сигнала, пропорционального скорости крена, с программным командным сигналом крена.

Сигналы угловых ошибок по рысканию, тангажу и крену являются входными командными сигналами автопилота (рис. 5.6). Основной функцией его является уменьшение до нуля угловых ошибок, что обеспечивает требуемую ориентацию продольной оси ракеты в направлении на мнимую цель и исполнение командной ориентации ракеты по крену.

В системе управления используется обратная связь по угловой скорости, а также переключение режимов управления ракетой в зависимости от того, представляется ли она как абсолютно твердое или упругое тело. Кроме того, для стабилизации ракеты используется непрерывное программное изменение усиления в контуре управления. Коэффициент усиления контура управления рассчитывается в полете как функция номинального секундного расхода массы топлива, вычисленной величины коэффициента управляющего момента по тангажу, вычисленного динамического давления и параметров используемой схемы управления. Выбор схемы основан на вычислении динамического давления в реальном масштабе времени.

5.5. БОРТОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬ

Задачи, решаемые системой наведения и управления ракеты в комплексе с самолетной системой,

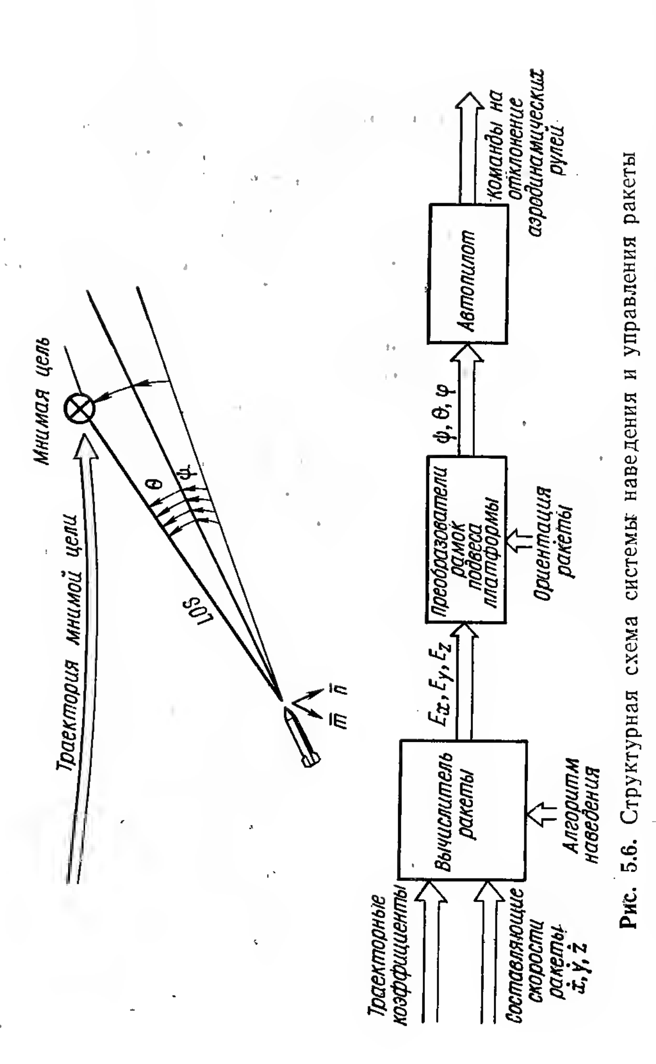


Рис. 5.6. Структурная схема системы наведения и управления ракеты

определяют состав операций, которые должны выполняться на борту ракеты.

Метод наведения по принципу преследования мнимой цели позволяет перераспределить вычисления между самолетным и ракетным вычислителями так, чтобы наиболее сложные вычислительные операции выполнялись в самолетном вычислителе, а алгоритмы бортового вычислителя ракеты были бы максимально упрощены.

Основные параметры бортового вычислителя ракеты: масса 2,3 кг; объем 2,26 дм^3; потребляемая мощность 45,5 Вт; число команд 11; время выполнения сложения 24 мкс; объем памяти 2048 восьмиразрядных слов (команд); длина слова информации 18 разрядов; доступные данные 256 слов информации (512 восьмиразрядных слов памяти, сгруппированных попарно). В вычислителе используется запоминающее устройство на магнитных сердечниках, работающих по принципу совпадения токов с произвольной выборкой.

Несмотря на то что бортовой ракетный вычислитель является небольшим, он обрабатывает всю информацию по наведению, навигации и управлению полетом ракеты, оборудованной инерциальной системой наведения. Входные и выходные связи вычислителя обеспечивают приоритетное прерывание, канал для ввода и вывода последовательных данных, 10-разрядный параллельный вывод, 9-разрядные входы и выходы для аналоговых данных, входные дискретные данные, дискретные выходы, каналы ввода и вывода величин приращений.

Минимизация объема вычислений в бортовом вычислителе ракеты достигается путем оптимизации кодов, обработки информации в самолетном вычислителе и упрощения функций. Оптимизация кодов позволяет эффективно использовать память и время обработки информации и является важным аспектом программного обеспечения. Передача функций обработки информации в самолетный вычислитель еще в большей степени способствует упрощению бортового вычислителя ракеты. В качестве примеров реализации этих путей могут служить начальная выставка инерциальной платформы на борту ракеты и решение навигационной задачи на борту ракеты в упрощенной постановке.

Команда на начало работы бортового вычислителя ракеты подается с самолетного вычислителя.

5.6. НАЧАЛЬНАЯ ВЫСТАВКА ИНЕРЦИАЛЬНОЙ ПЛАТФОРМЫ

Из всего объема памяти бортового ракетного вычислителя для начальной выставки платформы (грубой и точной) используются лишь 22 слова (если бы все операции по выставке платформы обеспечивались только бортовым вычислителем ракеты, для этого потребовалось бы примерно 3300 слов памяти). В процессе начальной выставки платформы программа грубой выставки в бортовом ракетном вычислителе реализуется в пассивном режиме под управлением самолетного вычислителя. Самолетный вычислитель загружает быстродействующее запоминающее устройство ракетного вычислителя командами грубой выставки платформы. При исполнении команд ракетный вычислитель выдает информацию из своей памяти на платформу. Эта информация периодически корректируется от самолетного вычислителя, а ракетный вычислитель работает в режиме с разделением памяти. Самолетный вычислитель обеспечивает последовательность режимов выставки платформы на ракете и синхронизацию итерационных циклов в контуре управления выставкой платформы.

Существенное упрощение функционирования бортового ракетного вычислителя было достигнуто и в режиме точной выставки платформы путем исполнения всей программы в самолетном вычислителе. Схема выставки использует метод фильтра Калмана для 10-мерного вектора состояния. При выполнении операций по выставке платформы самолетный вычислитель периодически извлекает информацию о двух горизонтальных координатах из памяти бортового ракетного вычислителя и обрабатывает ее. Программа обработки навигационной информации в самолетном вычислителе по методу фильтра Калмана использует данные о горизонтальных координатах для определения ошибки в 10 навигационных параметрах ракеты. По этим ошибкам самолетный вычислитель вырабатывает корректирующие воздействия для информации в памяти ракетного вычислителя с использованием принципа разделения памяти. Роль ракетного вычислителя при точной выставке сводится лишь к взаимодействию с программой выставки в самолетном вычислителе.

5.7. РЕШЕНИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ И УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ

Требование обеспечения дальней навигации при полете самолета до отделения от него ракеты усложняет задачу навигации ракеты, поскольку в этом случае нельзя использовать обычные предложения, приемлемые для инерциальной навигации ракеты небольшого радиуса действия, так как необходимо непрерывно вырабатывать направляющие косинусы или эквивалентные им величины для согласования систем координат обоих объектов. Кроме того, необходимо учитывать влияние изменений широты, долготы и высоты точки запуска на величины ускорений Кориолиса, коэффициентов в разложении гравитационного потенциала, составляющих вектора угловой скорости вращения Земли и коэффициентов, определяющих аэродинамические моменты, которые возникают при полете.

Задача дальней навигации самолета приводится к решению системы уравнений ближней навигации ракеты с псевдопостоянными коэффициентами. Эта система уравнений является простой и соответствует полету ракеты после отделения от самолета; она решается в бортовом вычислителе ракеты. До запуска ракеты с самолета навигационные коэффициенты периодически корректируются с учетом изменений широты, долготы и высоты точки текущего местоположения самолета. Результаты решения навигационной задачи для самолета используются самолетным вычислителем для коррекции постоянных коэффициентов в ракетном вычислителе с использованием принципа разделения памяти, при этом требование к обработке информации в ракетном вычислителе существенно снижается. Необходимый объем памяти в бортовом вычислителе ракеты уменьшается с 830 до 323 команд.

Выполняемые ракетой задачи, параметры автопилота выдвигают ограничения к выбору схемы для получения требуемой точности попадания и диапазону изменения переменных коэффициентов, определяющих траекторию полета и навигацию ракеты, а также к допустимым шумам в каналах автопилота.

Для одновременного учета всех этих ограничений от бортового вычислителя ракеты требуется двойная точность вычислений. Такая точность требует большого объ-

ема памяти вычислителя ракеты и использования закона управления полетом по рассогласованию.

Вычисление с одинарной точностью могло бы обеспечить требуемую точность наведения и диапазон изменения переменных коэффициентов, но оно не обеспечивает выполнения требований квантования, которое необходимо для преобразования аналоговых сигналов в дискретные. Требования к квантованию сигналов управления являются более жесткими, чем требования к конечной точности наведения.

Удовлетворить всем требованиям можно при использовании одинарной точности вычислений для решения уравнений, аналогичных уравнениям для закона управления по рассогласованию, но в сочетании с использованием двойной точности суммирования при интегрировании с целью получения конечного результата. Использование упрощенного алгоритма требует на 45% меньше объема памяти в ракетном вычислителе.

5.8. ФИЛЬТР КАЛМАНА В ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ

В комплексной навигационной системе самолета и системе инерциального наведения управляемой ракеты SRAM используются два фильтра Калмана. Один из них реализуется в самолетном вычислителе, а другой — в бортовом ракетном вычислителе. Фильтр Калмана на борту ракеты используется для корректировки гироскопов в инерциальной платформе ракеты. На самолете применен специальный фильтр Калмана, который требует увеличения объема памяти вычислителя. Однако это обстоятельство компенсируется тем, что фильтр Калмана на борту самолета используется для выставки инерциальных систем всех ракет самолета. В уравнениях фильтра Калмана, реализуемых в бортовом ракетном вычислителе, вектор состояния и вектор управления являются 10-мерными. Состояние самолета аппроксимируется 12-мерным вектором. При моделировании системы «самолет — управляемая ракета» не было необходимости объединения 10-мерного и 12-мерного вектора состояний в один общий 22-мерный вектор состояния системы, поскольку было принято допущение о слабой корреляции между ошибками инерциальных систем самолета и ракеты. Тем самым удалось избежать необходимости оперировать в самолетном вычислителе матрицами 22×22.

Точность наведения ракеты SRAM на цель определяется рядом факторов. Основным из них является надежность навигационной системы самолета (любой промах ракеты на 90% определяется самолетной навигационной системой). Во время летных испытаний было установлено, что круговая вероятная ошибка наведения ракеты при пусках с самолета FB-111 меньше, чем при пусках с самолета B-52, так как система навигации первого более совершенна. Новое бортовое электронное оборудование бомбардировщика B-1 должно обеспечить, как предполагают, еще бо́льшую точность наведения ракеты на цель.

На точность наведения также влияют ошибки при установке инерциальных блоков наведения самолета и самой ракеты, отказы в системе наведения ракеты в полете, геодезические и геофизические ошибки.

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА

6.1. ПРЕИМУЩЕСТВА БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ СИСТЕМ

Применение стабилизированных платформ позволяет решать две важные задачи: ориентацию акселерометров и изоляцию чувствительных элементов от угловых движений ракеты. Решение первой задачи упрощает навигационные вычисления, в то время как решение второй задачи приводит одновременно к упрощению вычислений и ослаблению требований, предъявляемых к бортовым чувствительным элементам инерциальной системы.

Первоначально в качестве вычислительных устройств в системах наведения зарубежных ракет использовались электромеханические аналоговые устройства. Поэтому при проектировании навигационных систем стремились к минимизации объема вычислений. Кроме того, хорошие точностные характеристики гироскопов в приемлемых габаритах удавалось получить только для очень малых диапазонов изменения угловой ориентации и угловой скорости основания.

Вследствие уменьшения габаритов чувствительных элементов и миниатюризации электронных блоков габариты платформы уменьшались, а сама она становилась все более удобной в эксплуатации. Однако за рубежом с самого начала к стабилизированной платформе относились как к временной мере, которая необходима до тех пор, пока не будут разработаны чувствительные элементы и вычислительные устройства, отвечающие достаточно высоким требованиям.

Уменьшение массы и стоимости инерциальных систем, упрощение их конструкции и повышение надежности в

настоящее время достигаются также иностранными специалистами другим способом, без применения карданного подвеса, при этом отпадает необходимость в применении контактных колец, стабилизирующих двигателей и сервоприводов. Инерциальные навигационные системы без гиростабилизированной платформы получили название бесплатформенных (бескарданных). Структурная схема бесплатформенной инерциальной системы (БИС) представлена на рис. 6.1.

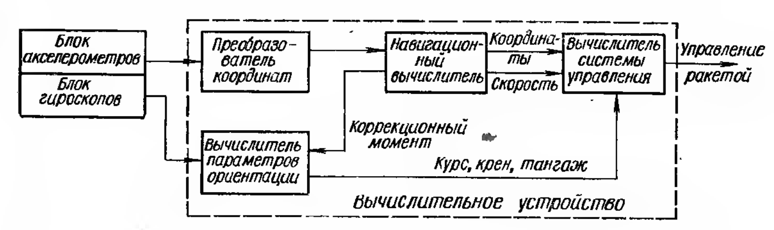


Рис. 6.1. Структурная схема бесплатформенной инерциальной системы

Моделирование осей опорной системы координат в карданных инерциальных системах осуществляется электромеханически, а в бесплатформенных — аналитически. Для этого в первом случае в навигационном вычислителе вырабатываются сигналы, управляющие датчиками моментов гироскопов, а во втором случае навигационный вычислитель осуществляет дополнительное преобразование координат.

Требования к чувствительным элементам БИС

Считается, что их точность должна быть такого же порядка, как у чувствительных элементов карданных инерциальных систем, а выходные сигналы должны иметь такую форму, чтобы их можно было использовать в цифровом вычислителе.

Картина качественного распределения угловых скоростей, воздействующих на чувствительные элементы, показана на рис. 6.2, на котором представлены средние значения угловых скоростей ракеты, причем осреднение произведено за время полета. В целом угловые скорости определяются угловыми движениями ракеты, совершаемыми им в процессе угловой стабилизации, и угловыми

вибрациями. При проектировании чувствительных элементов зарубежные специалисты исходят из максимальных значений угловых скоростей, наблюдаемых при маневрах объекта, несмотря на то что они, как видно из рисунка, наблюдаются чрезвычайно редко.

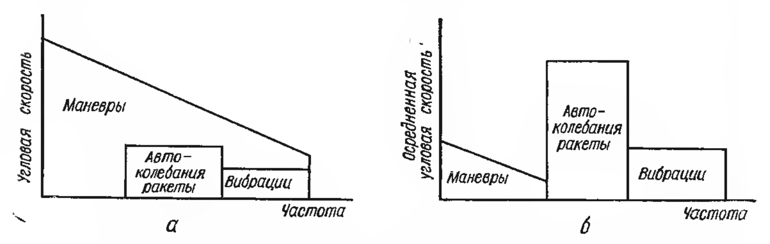


Рис. 6.2. Спектры угловых скоростей вращения ракеты:
а — максимально допустимые маневры; *б* — осредненные маневры

Угловые скорости, измеряемые чувствительными элементами бесплатформенных систем, на несколько порядков превышают угловые скорости, воздействующие на подобные элементы стабилизированных платформ, что вызывает трудности при их проектировании. Причем это в основном относится не к акселерометрам, а к гироскопам, кроме того, угловую скорость необходимо измерять с чрезвычайно высокой точностью. Действительно, измеряемые сигналы ограничиваются, с одной стороны, допустимой величиной нечувствительности системы, а с другой — максимальными значениями угловой скорости, имеющими порядок 0,01°/ч и 100°/с соответственно. Таким образом, диапазон измеряемой величины датчика угловой скорости БИС достигает величины порядка 10^7, в то время как диапазон измеряемой величины гироскопа стабилизированной платформы не превышает 10^4. Поэтому гироскопы, спроектированные для стабилизированных платформ, как показывают зарубежные исследования, нельзя применить в БИС без доработки, которая позволила бы расширить диапазон измерений.

Выходные сигналы гироскопов и акселерометров сильно искажаются из-за угловых движений основания. Погрешности этих сигналов вызываются смещением их входных осей и вращением вокруг выходных осей. Другие погрешности чувствительных элементов БИС обусловлены перекрестными связями из-за отклонения гироскопов и акселерометров на конечный угол относительно выходной оси вследствие неидеальности контура обратной связи и квантования *сигналов.

Приборы с импульсным контуром обратной связи

Широкий диапазон и высокую точность измерения в сочетании с цифровой формой выходного сигнала позволяют получить двухстепенные поплавковые гироскопы с импульсным контуром обратной связи по моменту, аналогичным контуру обратной связи современных акселерометров.

Гироскопы с тремя степенями свободы, успешно используемые в ракетных и авиационных гироплатформах, пока не нашли применения в БИС. По мнению зарубежных специалистов, это связано с трудностями разработки датчиков моментов, допустимые погрешности которых лимитируются предельными отклонениями осей гироскопа от номинальных направлений и перекрестными связями.

Замена аналогового контура обратной связи импульсным позволила не только повысить точность гироскопических датчиков угловой скорости и акселерометров, но и обеспечить связь этих приборов с цифровым вычислительным устройством. В современных зарубежных системах широко используется управление гироскопами с помощью подачи импульсов от навигационного вычислителя на вход датчика моментов.

В импульсных контурах обратной связи может использоваться трехпозиционный (троичный) дискриминатор уровня сигнала с выходами +1, —1 или 0, а также двухпозиционные (двоичные) дискриминаторы с выходами 1 или 0. Каждая из этих схем имеет свои преимущества. Сигналы, поступающие на датчик момента, обычно синхронизируются внешним задатчиком времени.

Величины указанных выше погрешностей чувствительных элементов БИС в среднем стремятся к нулю, если их составляющие не коррелированы во времени, или в случае угловых колебаний ракеты, когда фаза этих

* Квантованием называется выбор конечного числа уровней сигнала для передачи непрерывной функции времени.

колебаний случайна. Однако при коническом движении и угловых вибрациях ракеты может наблюдаться явление кинематического детектирования ошибок, приводящее к появлению постоянной составляющей ухода. Величина этой составляющей зависит от динамических характеристик контура обратной связи и от уровня квантования сигнала. Большая инерционность контура обратной связи и большой уровень квантования не пропускают на вход вычислителя высокочастотные вибрации с малой амплитудой. Однако при таком выборе параметров чувствительных элементов не удается снизить до требуемого уровня ошибки измерения постоянных угловых скоростей и низкочастотных составляющих, обусловливающих коническое движение ракеты с большой амплитудой. Поэтому при проектировании чувствительных элементов стремятся к достижению оптимального уровня квантования.

Увеличение ожидаемых угловых скоростей вращения зарубежных перспективных ракет сопряжено с возрастанием стоимости и габаритов гироскопов бесплатформенных систем. Действительно, расширение диапазона измеряемых скоростей вызывает увеличение габаритов и массы датчика моментов, необходимость замены магнитных пассивных подвесов активными и требует разработки газовых подвесов ротора, которые позволяют гироскопу сохранять работоспособность при действии максимальных угловых скоростей. Кроме того, при этом увеличивается стоимость испытаний и, как будет показано ниже, стабильность калибруемых параметров должна сохраняться более продолжительное время. Несмотря на это, общая масса бесплатформенной инерциальной системы, как свидетельствует зарубежная печать, остается все же меньшей, чем масса инерциальной системы с гиростабилизированной платформой. Более того, несмотря на большую стоимость разработки и изготовления, бесплатформенные системы окажутся экономически более выгодными из-за большей надежности, меньших эксплуатационных расходов и меньшей массы.

6.2. ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ БОРТОВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА

Математическое моделирование опорной системы координат на основе сигналов, поступающих от ги-

роскопических измерителей, и преобразование приращений скорости, являющихся выходными сигналами акселерометров, к опорной системе координат являются основными специфическими задачами вычислителя бесплатформенной инерциальной системы.

Эти задачи можно исследовать независимо друг от друга. На практике вычисления могут производиться даже с разным тактом.

Ошибки преобразования вектора, характеризующего текущее местоположение ракеты, из одной системы координат в другую можно представить в виде трех составляющих: погрешностей, связанных с искажением масштабных коэффициентов, ошибок, обусловленных нарушением ортогональности осей, и погрешностей, выражающихся в уходе гироскопов. Первая проявляется в искажении длины единичного вектора при преобразовании координат. Нарушение ортогональности имеет место, когда углы между осями, задающими ориентацию системе координат, отличаются от прямых углов, а при наличии третьей ошибки поворот ортогонального трехгранника после выполнения операции преобразования координат не соответствует произведенному преобразованию.

Ошибки, обусловленные искажением масштаба и нарушением ортогональности, можно уменьшить, периодически проводя математические операции нормализации и ортогонализации, при этом использование кватернионов * позволяет более рационально организовать процесс вычислений. Однако на борту ракеты преобразование приращений скорости удобнее проводить с помощью направляющих косинусов. Поэтому представляется наиболее рациональным в БИС использовать обе математические операции (кватернионы и направляющие косинусы): первую для моделирования поведения опорной системы координат, а вторую для преобразования приращений скорости.

Важно проанализировать случай колебательного и особенно конического движения ракеты в процессе наведения на цель. Коническое движение ракеты считается

---

* Кватернионами называются числа, реализуемые в четырехмерном пространстве. Находят широкое применение при решении задач электродинамики и механики.

наиболее неблагоприятным для бесплатформенной системы. Поэтому в этом случае интересно сравнить ошибки вычисления.

При коническом движении одна из осей ракеты описывает коническую поверхность, если проекции вектора абсолютной угловой скорости объекта на две его другие оси совершают гармонические колебания, не совпадающие по фазе. Можно показать, что в этом случае гироскоп, ось чувствительности которого совпадает с осью, описывающей конус, измеряет угловую скорость относительно инерциальной системы координат. Погрешность бесплатформенной системы с идеальным вычислителем и идеальными контурами обратной связи гироскопов из-за конического движения в отличие от инерциальной системы с гиростабилизированной платформой будет равна нулю. Угол раствора конуса определяется величиной ухода гироскопа.

Для обработки результатов измерений на борту ракеты могут применяться цифровые машины универсального типа, цифровые дифференциальные анализаторы и гибридные вычислители.

Выбор соответствующего алгоритма решения задач позволяет оптимизировать вычислительный процесс и использовать возможности применяемого вычислительного устройства.

При заданной допустимой величине ухода гироскопа реализация алгоритма третьего порядка дает возможность увеличить такт работы вычислителя по сравнению с алгоритмами первого и второго порядков, так как в этом случае наряду с текущей информацией, снимаемой с гироскопов, используется информация, полученная от них на предыдущем шаге.

Данные о требуемых значениях шага вычислений и объеме памяти при использовании в качестве навигационного вычислителя БИС цифровой машины универсального типа приведены в [13]. Вычислитель этой системы с помощью алгоритма третьего порядка вырабатывает значения направляющих косинусов. Блоки компенсации ошибок чувствительных элементов осуществляют учет смещения нулей, погрешностей масштабных коэффициентов и ошибок, зависящих от перегрузки.

В бесплатформенных системах компенсирующие сигналы вырабатываются с высокой частотой, так как выходные оси чувствительных элементов изменяют свое направление. Использование алгоритма высокого порядка позволяет понизить частоту вычислений по сравнению с частотой контура обратной связи и решать навигационную задачу с относительно большим шагом.

Для решения анализируемых задач с помощью вычислителя PAC-230, время сложения и длина ячеек которого составляют 2,6 мкс и 24 двоичных разряда соответственно, требуется около 1000 машинных слов и около 40% машинного времени.

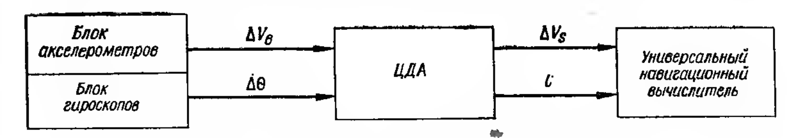


Рис. 6.3. Примеры гибридного построения инерциальной системы

При первоначальном исследовании вычислительного процесса в БИС зарубежные специалисты в основном использовали алгоритмы первого порядка, поскольку предполагалось применение ЦДА, которые благодаря высокому быстродействию позволяли пользоваться простыми алгоритмами.

Современные цифровые машины универсального типа обладают высоким быстродействием, что позволяет применять их в БИС, однако иногда выгодно использовать их вместе с ЦДА. Пример одновременного использования разных типов вычислителей показан на рис. 6.3. В этой системе на ЦДА возложены задачи моделирования опорной системы координат и преобразования приращений скоростей, в то время как центральный вычислитель универсального типа решает задачи наведения, навигации и др.

Схема организации вычислительного процесса, позволяющая определять за один цикл вычислений одновременно приращения всех девяти направляющих косинусов, называется параллельной. Последовательная схема позволяет одновременно вычислить лишь три направляющих косинуса, определяющих ориентацию одной оси.

Использование последовательной схемы дает некоторые преимущества, однако в этом случае каждый цикл

вычислений состоит из трех последовательных шагов. В обоих случаях ошибка вычислений на каждом шаге имеет квадратичный порядок, что при наличии автоколебаний ракеты приводит к быстрому росту погрешностей. Некоторые модификации этих алгоритмов, заключающиеся в выполнении повторных вычислений, позволяют существенно понизить накапливающуюся ошибку.

Один из таких последовательно-параллельных с повторными вычислениями методов, реализованный фирмой «Рейтеон», получил название алгоритма Краудера — Хессона. В этом случае одновременно вычисляются приращения шести направляющих косинусов, характеризующих ориентацию двух осей, и каждый шаг вычисления нового значения матрицы C состоит из трех таких циклов, при этом повышаются требования к ЦДА по сравнению с тем случаем, когда используется обычная параллельная схема, однако автоколебания объекта не приводят к появлению накапливающейся ошибки, т. е. получаем тот же эффект, что и при использовании алгоритмов более высокого порядка в процессе работы цифровой машины универсального типа.

6.3. НАЧАЛЬНАЯ ВЫСТАВКА

Как уже отмечалось, начальная выставка стабилизированной платформы на неподвижном основании или на борту движущегося объекта, например самолета-ракетоносца, заключается либо в приведении осей платформы к осям опорной системы координат, либо в определении ориентации осей платформы относительно направлений, заданных внешними ориентирами.

При решении задачи начальной выставки на неподвижном основании акселерометры, как правило, используются для горизонтирования платформы. Используя информацию от гироскопов, можно вычислить горизонтальную составляющую вектора угловой скорости вращения Земли. Если точность гироскопов достаточная, эта информация используется для автономной выставки платформы в азимуте. В противном случае азимутальная выставка осуществляется с помощью внешней навигационной информации (например, астропеленгацией небесных светил).

Начальная выставка бесплатформенной системы заключается в вычислении исходной величины матрицы направляющих косинусов C. Так как скорость разворота обычной гиростабилизированной платформы ограничена максимально допустимыми значениями моментов, прикладываемых к гироскопам, начальная выставка БИС дает выигрыш во времени. Однако при использовании метода гирокомпасирования (автономного определения

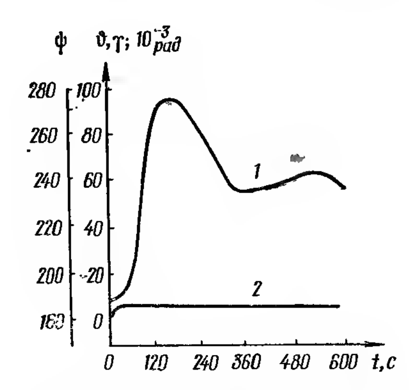


Рис. 6.4. Динамика выставки бесплатформенной инерциальной системы:
1 — по азимуту; *2* — по тангажу и крену

азимутального направления с помощью показаний гироскопов) продолжительность начальной выставки бесплатформенной системы увеличивается. Это хорошо видно на рис. 6.4, иллюстрирующем начальную выставку БИС. Как и в инерциальной системе с гиростабилизированной платформой, азимутальная выставка требует больше времени. Использование современных методов оптимальной фильтрации позволяет повысить точность начальной выставки бесплатформенных систем.

Обычно калибровка чувствительных элементов карданной инерциальной системы производится при определенной их ориентации относительно векторов угловой скорости Земли и ускорения свободного падения. Производить калибровку чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной системы сложнее. Выход из создавшегося положения, как считают зарубежные спе-

циалисты, следует искать в увеличении стабильности параметров чувствительных элементов, что позволит отказаться от калибровки. Такое решение задачи является более предпочтительным, поскольку выполнение блока чувствительных элементов в виде узла, имеющего хотя бы одну степень свободы, сводит на нет преимущества бесплатформенной системы.

6.4. МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ

При использовании на борту самолета нескольких ракетных инерциальных систем преимущества БИС в смысле увеличения надежности становятся более очевидными, поскольку резервирование на уровне элементов оказывается намного эффективнее, чем резервирование на уровне стабилизированных платформ. Выход из строя одного чувствительного элемента платформы практически равносилен отказу всех чувствительных элементов этой платформы, в то время как при правильном построении БИС она продолжает функционировать, пока работают хотя бы три гироскопа и три акселерометра (в случае использования чувствительных элементов с одной измерительной осью).

Зарубежные исследования различных способов расположения чувствительных элементов показали, что в случае построения бесплатформенной системы на двенадцати чувствительных элементах (шести гироскопах и шести акселерометрах) оптимальные значения характеристик такой системы будут получены при выставке входных осей чувствительных элементов (пар гироскоп — акселерометр соответственно) перпендикулярно граням додекаэдра. В этом случае БИС по сложности эквивалентна двум стабилизированным платформам. Сравнение такой бесплатформенной системы и инерциальной системы, построенной на базе трех стабилизированных платформ с общим числом чувствительных элементов, равным восемнадцати, с точки зрения вероятности успешного выполнения полетного задания (наведения на цель) свидетельствует о преимуществах первой при отказе двух любых чувствительных элементов. Для додекаэдрического варианта БИС допустим отказ трех любых чувствительных элементов. Точность такой системы в этом случае не хуже точности инерциальной системы с одной стабилизированной платформой (если статистические характеристики чувствительности элементов обеих систем одинаковы).

В додекаэдрической бесплатформенной системе сначала осуществляется компенсация инструментальных погрешностей, а затем данные о приращениях скоростей и углов комбинируются в соответствии с ориентацией входных осей чувствительных элементов. В результате получают значения приращений скорости вдоль главных осей и приращений углов поворота вокруг этих осей. Дальнейшие вычисления ничем не отличаются от вычислений в обычной бесплатформенной системе. Выход из строя чувствительного элемента определяется в процессе сравнения показаний отдельных чувствительных элементов с наивероятнейшим значением измеряемого параметра. Последнее отыскивается на базе показаний всех чувствительных элементов. Если одна из таких разностей превышает допустимый уровень, показания соответствующего чувствительного элемента дальнейшей обработке не подвергаются.

В иностранной печати сообщается о додекаэдрической бесплатформенной системе, построенной на базе гироскопов с диапазоном измеряемых скоростей, равным 1 рад/с. Уровень квантования равен 44″. Предусмотрена интерполяция с точностью 5″/имп. Акселерометры рассчитаны на измерение перегрузок в диапазоне 19,5 g. Один выходной импульс акселерометра соответствует приращению скорости 4 см/с. Для обработки показаний чувствительных элементов требуется 3000 16-разрядных ячеек вычислителя универсального типа. Навигационные задачи решаются отдельно. Опорная частота контура обратной связи равна 4800 Гц. Вычисление параметров угловой ориентации и скорости производится с частотой 100 Гц. Определение сбоев производится каждые 60 мс, а на вычисление матрицы преобразований, приводящей показания чувствительных элементов к главным осям объекта, требуется 0,5 мс. В качестве параметров, характеризующих угловую ориентацию ракеты, используются кватернионы. Они вычисляются с помощью алгоритма третьего порядка. Для преобразования скоростей используются направляющие косинусы.

ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА СРЕДНЕЙ ТОЧНОСТИ

Новые разработки в области создания гироскопических датчиков, успехи в области микроэлектроники и цифровой вычислительной техники и применение методов оптимальной фильтрации существенно улучшили характеристики инерциальных систем, предназначенных для применения на зарубежных ракетах.

7.1. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

В последнее время возрос интерес к использованию инерциальных систем наведения и ее элементов для решения задач, не требующих высокой точности результата. Стоимость аппаратуры в этом случае существенно снижается, что оправдывает ее применение. В качестве примеров могут служить системы наведения тактических ракет на среднем участке траектории, датчики систем кратковременной стабилизации, устройства для создания опорных направлений при отсчете угловых эволюций и курса, а также комплексные (гибридные) системы наведения.

В связи с этим многие опытно-конструкторские организации за рубежом направляют усилия на разработку элементов и систем с низкой стоимостью. Наряду с известным ухудшением характеристик инерциальных систем с карданным подвесом снижение стоимости достигается также в результате усовершенствования бескарданных систем.

Рассмотрим одну из недорогих зарубежных инерциальных систем наведения средней точности с гиростабилизированной платформой в карданном подвесе. Она состоит из инерциального измерительного блока (ИИБ)

и шасси с электронной аппаратурой. Технология изготовления элементов системы пригодна для массового производства.

Система удовлетворяет требованиям к наведению ракет класса «воздух — земля» на среднем участке траектории.

Эти требования состоят в следующем:

1. Средняя точность системы по величине ошибки определения положения и величине промаха (дрейф гироскопа не более 1 град/ч).
2. Пригодность системы для работы совместно с устройствами, используемыми для наведения на конечном участке (оптическими датчиками, радиолокационными устройствами, радиомаяками).
3. Высокая надежность системы, обеспечиваемая, в частности, простотой конструкции инерциального измерительного блока.
4. Малые габаритные размеры ИИБ (диаметр сферы не более 20 см).
5. Работоспособность ИИБ при изменении температуры окружающей среды от —54 до +93° С, воздействии линейных ускорений до 10 g вдоль каждой оси (это значение может быть увеличено при изменении масштабных коэффициентов акселерометров), вибрационных нагрузок до 15 g в диапазоне частот 10—2000 Гц и ударных нагрузок до 100 g длительностью 11 мс.

ИИБ может использоваться также в системах наведения тактических ракет на активном участке полета, системах наведения космических аппаратов, с которыми производится сближение перед стыковкой на орбите, а в некоторых случаях для стабилизации и создания опорной системы координат при управлении угловым положением.

Ошибки ИИБ зависят от характера ее применения и окружающих условий, но среднеквадратические погрешности его инерциальных приборов не должны превышать следующих значений:

гироскопы:

случайный уход	1 град/ч
уход из-за небаланса масс	3 $\frac{\text{град/ч}}{g}$
уход из-за неравножесткости	0,3 $\frac{\text{град/ч}}{g^2}$

акселерометры:

систематическая погрешность	$5\cdot10^{-4}g$
непостоянство масштабного коэффициента .	0,05%
погрешность выставки по углу	1 мрад

7.2. ОПИСАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Характеристика инерциального измерительного блока

ИИБ является важнейшей частью инерциальной системы, поскольку содержит стабилизированный узел (собственно платформу) с размещенными в нем инерциальными приборами. Карданный подвес ИИБ трехрамочный; узел инерциальных элементов включает два гироскопа и три акселерометра. Ось внешней рамки является осью курса, ось средней рамки — осью тангажа, ось внутренней рамки — осью крена. Внутренняя и наружная рамки не имеют ограничений угла поворота, а средняя рамка ограничена угловым перемещением в пределах ±80° во избежание складывания рамок.

Форма ИИБ близка к сферической; сфера имеет диаметр 20 см и занимает объем, не превышающий 8,1 дм³ при массе 10,4 кг. Следует отметить, что при разработке данной системы не ставилась цель достижения минимальных размеров и массы. Более важным было доказать возможность получения желаемой рабочей характеристики при простоте и экономичности конструктивного решения. Несмотря на это, достигнутые размеры и масса считаются удовлетворительными и даже приемлемыми для использования на большинстве ракет тактического назначения.

На осях рамок карданного подвеса установлены плоские датчики углов и моментные датчики постоянного тока с безредукторными приводами. Датчики углов, моментные датчики и токосъемные кольца представляют собой конструктивные узлы с торцевыми крышками, что позволяет производить окончательную сборку на стенде и проверку перед установкой на платформе. На стабилизированном узле для испытаний и проверки установлено специальное оптическое приспособление. Рамки карданного подвеса и корпус выполнены из алюминия с расчетом на малую массу и высокую прочность.

Система терморегулирования ИИБ простая, поэтому точность поддержания температуры невысокая. Номинальная рабочая температура ИИБ составляет +71° С. Несколько нагревателей в узле инерциальных элементов обеспечивают режим быстрого прогрева и рабочий режим. Номинальная температура может быть достигнута за 5 мин, даже если прогрев начинается при температуре окружающей среды —54° С.

Инерциальные элементы ИИБ

Одним из основных путей снижения стоимости инерциальной системы является использование дешевых инерциальных элементов.

Инерциальные элементы рассматриваемой системы размещены в стабилизированном узле в целях минимизации влияния перекрестных связей по ускорению и обеспечения максимальной свободы углового поворота средней рамки. При нормальном угловом положении рамок подвеса оси платформы и инерциальных элементов ориентированы, как показано на рис. 7.1.

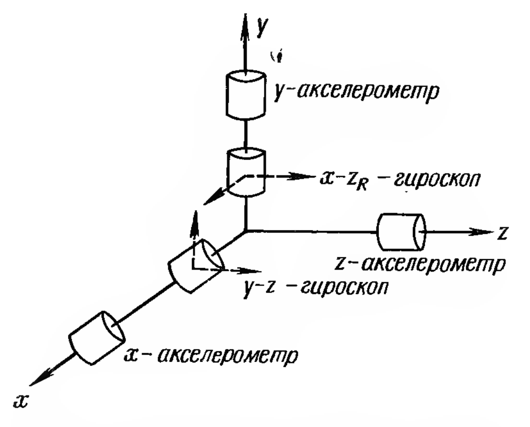


Рис. 7.1. Ориентация инерциальных приборов с применением трехстепенных гироскопов (индекс R означает, что по оси z гироскоп имеет избыточную степень свободы)

Гироскопы. Один из трехстепенных гироскопов используется для управления по осям тангажа и крена, другой применяется для управления по оси рыскания, причем вторая степень свободы этого гироскопа является избыточной. Ориентирование осей гироскопа достигается путем прецизионной обработки азимутальной рамки, а также совмещением специальных меток на фланце гироскопа и на рамке. Монтажные поверхности корпуса акселерометра подвергаются прецизионной обработке, причем ортогональность осей выдерживается с точностью до 2′.

Ротор гироскопа имеет зонтообразную форму и прикреплен к внутренней обойме сферического шарикоподшипника. Диаметр ротора ограничивается лишь размерами корпуса, что обеспечивает максимальный кинетический момент. Подшипник допускает три степени свободы, позволяя совершать полный оборот ротора вокруг собственной оси вращения и ограничивая вращение вокруг двух других осей. Обмотки статора смонтированы на наружном диаметре подшипника и в сочетании с гистерезисным кольцом на роторе выполняют функции гиромотора, датчика угла и датчика момента. Корпус гироскопа заполнен гелием и герметизирован в целях снижения вихревых потерь и уменьшения эффекта колебаний скорости вращения ротора.

Основными особенностями конструкции гироскопа являются: единая подшипниковая опора, сочетающая функции подшипников ротора и рамки; единый узел стартовых обмоток, выполняющий функции обмоток гиромотора, датчика угла и датчика момента на одном стержне; отсутствие карданных рамок; отсутствие гибких токоподводов, что снижает до минимума противодействующие моменты; отсутствие жидкости, что устраняет необходимость в регулировке плавучести поплавка и демпфирования, а также упрощает проблему герметизации; необходимость только в статической балансировке по оси собственного вращения ротора, так как вращение всех «карданных» деталей устраняет неуравновешенность по двум другим осям.

Акселерометры. В платформе используются маятниковые акселерометры с обратной связью по усилию (с противодействующей силой). Акселерометр работает как миниатюрная следящая система, реагирующая на

входные ускорения вдоль оси чувствительности. Входные ускорения создают усилие, которое перемещает чувствительную к ускорению массу, нарушая равновесное состояние сервосистемы. Ток обратной связи подается в компенсирующую обмотку, находящуюся в постоянном магнитном поле, благодаря чему с помощью электронной схемы вырабатывается усилие, равное и противоположное входному усилию, создаваемому ускорением. Следящая система достигает состояния «уравновешивания сил», благодаря чему на выходе получается непрерывный сигнал — напряжение, которое прямо пропорционально воспринимаемому на входе ускорению.

Акселерометры платформы просты по конструкции, имеют небольшие размеры и снабжены автономной электронной схемой. Их качество характеризуется погрешностью порядка $1 \cdot 10^{-3}\,g$. К особенностям конструкции акселерометра относятся: прецизионно обработанный чашеобразный маятниковый узел, который служит также каркасом для обмотки датчика момента; специальная система подвеса с осевыми опорами на камнях; дифференциальный датчик выходного сигнала емкостного типа, выполненный в виде двух конденсаторов с четырьмя обкладками, которые определяют дешевизну прибора.

Электронная аппаратура гироплатформы

Основные элементы электронной аппаратуры платформы размещаются на шасси блока бортовой электроники. Схемы, оформленные в виде модулей с применением гибридных тонкопленочных микросхем, сконструированы в расчете на снижение производственных затрат. В данном случае такие параметры, как размеры и масса, имели второстепенное значение по сравнению с главной задачей — доказать осуществимость работоспособной системы пониженной стоимости.

Электронная аппаратура обеспечивает выработку моментов для управления серводвигателями по осям карданного подвеса, электропитание, управление режимом работы и связанные с ними прочие функции.

Выходные сигналы акселерометров и датчиков углового положения платформы используются для воздействия на моментные двигатели гироскопов или для изменения углового положения платформы после соответствующего преобразования. В зависимости от режима работы

инерциальной системы выбираются ее рабочие характеристики, способы подготовки к функционированию и начальной выставки.

К наиболее важной части электронной аппаратуры относятся три усилителя следящей системы рамок подвеса. На их входы поступают предварительно усиленные сигналы от датчиков углов гироскопов в виде импульсов переменной ширины.

Выходные сигналы усилителей фильтруются, демодулируются в двухполупериодной схеме, после чего сигналы рассогласования постоянного тока изменяются по форме и снова преобразовываются (модулируются) в сигналы, состоящие из импульсов переменной ширины. Затем эти сигналы усиливаются по мощности и используются для привода моментных двигателей на осях рамок подвеса.

Для выставки стабилизированного узла относительно местной вертикали предусмотрены схемы горизонтирования осей чувствительности акселерометров. Каждая из них содержит контур второго порядка, состоящий из трех операционных усилителей, которые вырабатывают сигналы моментов для гироскопов по двум выходным сигналам акселерометра, характеризующим отклонение оси чувствительности от горизонта. Благодаря применению контура второго порядка такая схема может выполнять также функцию автоматической подачи сигнала смещения на гироскоп.

На том же шасси смонтированы источники питания постоянного тока, генератор опорной частоты и цепь питания гиромотора, а также схема обнаружения неисправностей.

7.3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

Контрольно-проверочная электронная аппаратура

Электронная аппаратура для испытаний и проверки на ракетных салазках состоит из блоков управления, коррекции и преобразования сигналов. Она была сконструирована и изготовлена специально для программы испытаний на ракетных салазках.

Блок управления обеспечивает выбор режима работы, направлений для начальной выставки платформы,

а также индикацию состояния системы (в том числе аварийную сигнализацию). Блок устанавливается на стенде, размещаемом на ракетных салазках. Большинство рабочих режимов устанавливается вручную в целях обеспечения в ходе испытаний повышенной гибкости и оперативной оценки их результатов.

Блок коррекции позволяет осуществлять отслеживание рамками карданного подвеса платформы любого заданного направления ориентации. Отслеживание может быть выполнено через контуры управления рамками подвеса или через контуры гироскопов, причем либо по внутренним, либо по внешним командам. Данный блок, содержащий три преобразователя углов и некоторое количество электронных элементов, заключен в корпус, способный противостоять воздействию нагрузок при испытаниях на ракетных салазках.

Блок преобразования сигналов служит буфером между ИИБ и регистрирующими приборами на ракетных салазках. Он преобразует выходные сигналы ИИБ и другие внутренние сигналы в форму, которая соответствует стандартному формату сигналов для телеметрии. Блок состоит главным образом из неинвертирующих, инвертирующих и дифференциальных усилителей постоянного тока, демодуляторов и интеграторов. Данный блок, если он предназначен для установки на ракетных салазках, делается более прочным, чтобы противостоять внешним воздействиям.

Испытания гироскопов

За последние годы зарубежными специалистами было проведено значительное число испытаний трехстепенных гироскопов со сферическими роторами в подшипниковых опорах. Были тщательно определены такие параметры, как время синхронизации вращения, время выбега и мощность гиромотора, чувствительность датчика угла и датчика момента, а также другие характеристики. Были также проведены специальные испытания гироскопов на уход. Эти испытания явились частью оценочных испытаний ИИБ.

Случайные уходы были вычислены как среднеквадратические величины ($1\,\sigma$) по каждому испытанию, которое обычно продолжалось в течение 1 ч. Полученные в

результате испытаний величины случайных уходов группируются около значения 1 град/ч, причем в большинстве испытаний были получены значения случайных уходов несколько меньшие, чем 1 град/ч.

Испытания на выбивание полярной оси были использованы для балансировки гироскопов и для оценки коэффициентов ухода, зависящих от первой степени ускорения. Была получена весьма высокая стабильность величин ухода.

Результаты испытаний на выбивание оси гироскопа были проанализированы методом гармонического анализа. Уходы из-за неравножесткости, определенные таким образом, не превышают 0,3 $\frac{\text{град/ч}}{g^2}$. Эти результаты были подтверждены испытаниями гироскопа, проведенными на перегрузочных салазках, совершающих возвратно-поступательное движение.

Испытания акселерометров

При проведении испытаний акселерометров зарубежными специалистами проверялись следующие параметры: смещение нуля выходного сигнала, повторяемость (стабильность) систематической погрешности, масштабный коэффициент, стабильность масштабного коэффициента, угловое рассогласование и сглаживание вибрационных воздействий.

В табл. 2 приведены результаты испытаний акселерометров в сравнении с предельно допустимыми величинами. Как видно, все результаты не превышают предельных значений.

Таблица 2

Параметр	Предельно допустимая величина	Средняя величина для четырех акселерометров
Масштабный коэффициент (В/g)	0,75±1%	0,74931
Нестабильность масштабного коэффициента, %	0,1	0,05
Смещение нуля (в ед. g)	$2\cdot10^{-3}$	$0,76\cdot10^{-3}$
Нестабильность смещения нуля (в ед. g)	$1\cdot10^{-3}$	$0,83\cdot10^{-3}$
Коэффициент изменения масштаба от температуры	0,009	0,0023
Коэффициент изменения смещения нуля от температуры	$45\cdot10^{-3}$	$24,79\cdot10^{-3}$
Нелинейность при ускорении 1 g	$1\cdot10^{-3}$	$0,84\cdot10^{-3}$
Погрешность выставки по углу, мрад	1	0,86

Комплексные испытания инерциального измерительного блока

ИИБ прошел широкую программу статических и динамических испытаний.

При статических испытаниях оценивалась главным образом работа гироскопов и акселерометров в режиме функционирования системы, т. е. способность гироскопов поддерживать стабилизацию ИИБ в желаемой системе координат, связанной с жесткой вертикалью, и способность акселерометров обеспечивать установившийся точный выходной сигнал, характеризующий воспринимаемое ускорение.

Во время указанных испытаний инерциальный измерительный блок был закреплен на прецизионном поворотном испытательном столе, установленном на бетонной изолирующей площадке. Сигналы от датчиков углов гироскопа наблюдались на осциллографе, а выходные сигналы преобразователей углов на осях подвеса записывались на специальной установке. Выходные сигналы акселерометров контролировались прецизионными вольтметрами. Выходные сигналы преобразователей углов были использованы для определения уходов системы относительно каждой оси, а также для сравнения с данными, полученными от акселерометров, для вычисления погрешностей последних.

Вероятная ошибка системы определялась после каждого испытания путем учета ошибок по трем каналам с помощью формулы среднеквадратической величины

$$\sigma_\Sigma = \left(\sum_{i=1}^{3} \frac{\sigma_i^2}{n} \right)^{1/2}.$$

Таким образом была подсчитана результирующая скорость ухода системы. Средняя величина скорости ухода по этим испытаниям составила 0,85 град/ч.

Эти данные были использованы также для определения индивидуальных уходов по каналам в 13 статических испытаниях. Средняя величина и стандартное отклонение для оси крена составили соответственно 0,68 и 0,55 град/ч; для оси тангажа — 0,85 и 0,65 град/ч; для оси рыскания — 0,31 и 0,67 град/ч.

Для оценки характеристик платформы проводились рабочие испытания в динамических условиях вращения. Движение платформы осуществлялось одновременно по трем осям, что соответствует реальным условиям полета ракеты, при этом гироскопы стабилизировали платформу, контуры стабилизации рамок карданного подвеса обеспечивали требуемую жесткость, а сигналы с выходов акселерометров, пропорциональные воспринимаемым ускорениям, интегрировались, как в реальных условиях. По информации, получаемой с преобразователей углов, определялось угловое положение платформы по отношению к испытательному устройству, в качестве которого использовался стол Скорсби. Синусоидальные колебания стола осуществлялись с наклоном до 30°. Фиксация и контроль выходных сигналов производились таким же образом, как при статических испытаниях.

Колебательный характер выходных сигналов акселерометров объясняется тем, что центр вращения стола Скорсби не совпадает с центром вращения платформы.

Уходы гироскопов по осям x и y после шестиминутного испытания составили соответственно 1 и 0,3 град/ч.

Подобно тому как это было сделано при оценке данных статических испытаний, была вычислена результирующая скорость ухода системы путем суммирования ошибок отдельных каналов по формуле для среднеквадратической величины. Средняя величина скорости ухода системы, полученная при динамических испытаниях, составила 1,12 град/ч. Результаты показали, что система работала удовлетворительно и рабочие характеристики оказались в пределах расчетных значений.

ИИБ был подвергнут ограниченным испытаниям для определения влияния условий окружающей среды, в особенности влияния температуры и вибрации.

Для проведения температурных испытаний в диапазоне от —37 до +82° С ИИБ был помещен в термокамеру с регулируемой температурой. После выдержки в камере в течение 2 ч система подвергалась испытанию в режиме управления от гироскопов с целью оценки ее работы. Во всех случаях после стабилизации температуры удавалось достигнуть качества работы системы, характеризуемого скоростью ухода от 1 до 3 град/ч.

Для определения резонансных частот системы и влияния вибрации на работу ее элементов проводились вибрационные испытания платформы. Результаты испытаний показали, что самая низкая резонансная частота составляет ≈ 9 Гц и удовлетворительные рабочие характеристики сохраняются при уровне вибраций до 10 g.

Ускорения и вибрации, сопутствующие полету ракеты, создавались ракетными салазками, на которых была установлена испытуемая и вспомогательная аппаратура.

Для разгона ракетных салазок использовались два ракетных двигателя (бустера) на твердом топливе. Пиковое значение ускорения составляло ≈ 11 g, что обеспечивало достижение максимальной скорости 240 м/с. Торможение осуществлялось с помощью водяных тормозов. Максимальное отрицательное ускорение доходило до 6 g. Ракетные салазки проходили путь длиной 3300 м примерно за 30 с. График движения салазок показан на рис. 7.2.

Во время испытаний ИИБ был установлен на изолированном основании в передней части салазок. После регулировки резонансная частота основания составила 9 Гц.

Оси ИИБ были ориентированы следующим образом: ось z — по направлению движения салазок, ось x — в плоскости местного горизонта перпендикулярно направлению движения, ось y — перпендикулярно плоскости местного горизонта (вдоль направления вектора силы тяжести). Такая ориентация осей, материализуя старто-

вую систему координат, поддерживалась при испытаниях гироскопами.

Шасси с электронной аппаратурой системы вместе с блоками коррекции и преобразования сигналов контрольно-проверочной аппаратуры были установлены на изолированной стойке в верхнем отделении передней части ракетных салазок.

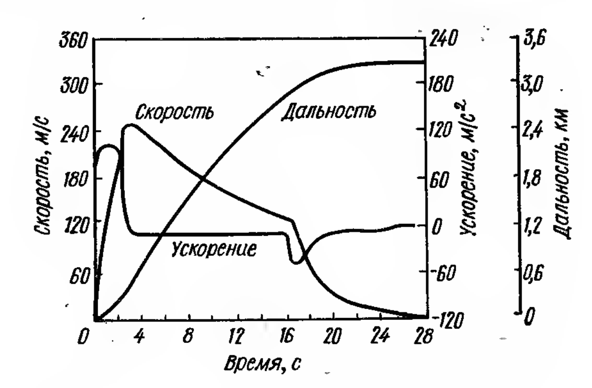


Рис. 7.2. Основные параметры, полученные при испытании инерциальной системы

Выставка стабилизированного узла (платформы) по азимуту производилась с помощью двухосного автоколлиматора непосредственным приводом системы вокруг вертикальной оси. Приведение стабилизированного узла в плоскость горизонта выполнялось либо путем автономного горизонтирования с помощью акселерометров, либо по сигналу преобразователей углов платформы. В последнем случае можно было создавать небольшие повороты вокруг разных осей подвеса, причем так, чтобы все акселерометры воспринимали некоторую долю направленного вниз ускорения в течение определенного времени в процессе испытаний.

Для получения информации о состоянии системы до испытания и после него последняя включалась в рабочий режим за 1,5 мин до начала движения салазок, а питание снималось через 3 мин после остановки салазок.

Перед каждым испытанием и между испытаниями в лаборатории проводились функциональные проверки элементов системы. Калибровка инерциальных элементов на прецизионном вращающемся испытательном столе обеспечивает стабильность их показаний.

Поскольку главной целью применения недорогой платформы было удовлетворение требований наведения на среднем участке полета тактических ракет класса «воздух — земля», условия испытаний на ракетных салазках были выбраны такими, чтобы имитировать типовые условия полета. Программа испытаний на ракетных салазках была рассчитана таким образом, чтобы можно было определить функциональные и эксплуатационные характеристики системы и классифицировать ее ошибки, возникающие в результате воздействия внешних возмущений.

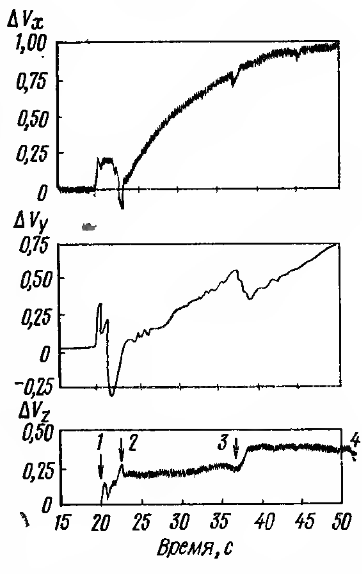


Рис. 7.3. Продольная (ΔV_x), вертикальная (ΔV_y) и боковая (ΔV_z) составляющие ошибки скорости:

1 — старт; *2* — выключение двигателя; *3* — включение водяного тормоза; *4* — остановка

После каждого испытания производилось тщательное сравнение данных о скорости, получаемых с выхода инерциальной системы, с точной информацией о скорости, получаемой путем внешних измерений движения системы. Затем ошибка в скорости ΔV для каждой оси наносилась на график по времени для каждого испытания. По этому графику ошибок оценивали качество всей системы в целом и выявляли отдельные источники ошибок.

Анализ данных по трем испытаниям указывает, что ошибка по скорости в направлении движения при воздействии ускорений возрастает, а затем устанавливается на определенном уровне. Ошибка вертикальной составляющей скорости оказалась устойчиво возрастающей, в то время как ошибка поперечной составляющей скорости возрастает при воздействии ускорений, а затем либо устанавливается на определенном уровне, либо

уменьшается в процессе торможения. Усредненные величины ошибок скорости для первого испытания на ракетных салазках составили примерно 0,6—0,9 м/с. Второй прогон показал несколько лучший результат — примерно 0,5—0,6 м/с.

Хотя считалось, что данные испытания показали отличные результаты (особенно с учетом того обстоятельства, что это были первые испытания новой системы на ракетных салазках и что полученные рабочие характеристики соответствовали ожидавшимся), было установлено, что на них оказал некоторое влияние разбаланс подвеса платформы, в результате чего отклонения выходных сигналов датчиков углов гироскопов оказались несколько больше ожидаемых при первом движении ракетных салазок. Поэтому между вторым и третьим испытаниями рамки подвеса были перебалансированы. Результаты третьего испытания показали улучшение соответствующих рабочих характеристик. Значения ΔV, полученные в результате испытаний, показаны на рис. 7.3.

* * *

По данным зарубежной печати, современные высокоточные инерциальные системы отличаются надежностью, небольшой массой, простотой сборки и ремонта, что обеспечивается совершенством элементов и их оптимальным размещением.

Усилия специалистов направляются на усовершенствование вычислительных устройств, акселерометров и гироскопов, создание схем контроля инерциального измерительного блока, разработку новых преобразователей (например, аналоговых выходных сигналов в цифровые) и импульсных корректирующих двигателей гироскопов для прямой связи инерциального измерительного блока с ЦВМ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андреев В. Д. Теория инерциальной навигации. Кн. 1. Автономные системы. Кн. II. Корректируемые системы. М., «Наука», 1967.

2. Броксмейер Ч. Ф. Системы инерциальной навигации. Перевод с английского. М., «Судостроение», 1967.

3. Горенштейн И. А., Шульман И. А. Инерциальные навигационные системы. М., «Машиностроение», 1970.

4. Дмитриевский А. А., Казаковцев В. П., Устинов В. Ф. и др. Движение ракет. М., Воениздат, 1968.

5. Ефимов М. В. Прицеливание баллистических ракет. М., Воениздат, 1968.

6. Захарин М. И., Захарин Ф. М. Кинематика инерциальных систем навигации. М., «Машиностроение», 1968.

7. Инерциальные системы управления. Перевод с англ. М., Воениздат, 1964.

8. Ишлинский А. Ю. Инерциальное управление баллистическими ракетами. М., «Наука», 1968.

9. Кирст М. А. Навигационная кибернетика полета. М., Воениздат, 1971.

10. Помыкаев И. И. Инерциальный метод измерения параметров движения летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1969.

11. Селезнев В. П. Навигационные устройства. М., «Машиностроение», 1974.

12. Журналы «Автоматика и телемеханика», «Вопросы ракетной техники», «Техника и вооружение», 1970—1975 гг.

13. Guidance and Control of Aerospace Vehicles. Edited by C. T. Leondes, McGraw Hill Book, N. Y., 1966.

14. Whiting J. H., Jobe J. W., Virtual target steering — a unique air-to-surface missile targeting and guidance technique, AIAA Guidance and Control Conf., August 14—16, 1972; AIAA Paper № 72-826.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Введение 3

Глава I. **Краткие сведения из механики** 5

1.1. Инерциальные системы отсчета 6
1.2. Принцип относительности Галилея 7
1.3. Движение абсолютно твердого тела 10
1.4. Основная задача динамики 11

Глава II. **Принцип работы инерциальной системы наведения** 17

2.1. Сущность инерциального метода . . . . —
2.2. Общие принципы построения инерциальных систем . 18
2.3. Типовая структурная схема инерциальной системы 29
2.4. Основные элементы инерциальной системы 35

Глава III. **Инерциальное управление ракетами** 54

3.1. Особенности управления . . . . —
3.2. Траектории ракет 55
3.3. Некоторые сведения из теории полета 61
3.4. Задачи управления ракетами 65
3.5. Управление углом тангажа 82
3.6. Управление азимутальным углом 85
3.7. Управление углом крена 90
3.8. Повышение точности инерциального наведения . . 94

Глава IV. **Выставка** 105

4.1. Автономная выставка 107
4.2. Выставка после старта ракеты 114
4.3. Неавтономная выставка 115

Глава V. **Инерциальное наведение ракет, стартующих с носителя** 120

5.1. Основные характеристики ракеты . . . . —
5.2. Особенности пуска 122
5.3. Системы наведения и управления 124
5.4. Методы наведения 126
5.5. Бортовой вычислитель 131
5.6. Начальная выставка инерциальной платформы . . . 134
5.7. Решение навигационной задачи и управление полетом 135
5.8. Фильтр Калмана в инерциальной системе 136

Стр.

Глава VI. **Бесплатформенная инерциальная система** 138

6.1. Преимущества бесплатформенных систем . . . . . —
6.2. Особенности работы бортового вычислительного устройства 142
6.3. Начальная выставка 146
6.4. Методы повышения надежности 148

Глава VII. **Инерциальная система средней точности** 150

7.1. Тактико-технические требования . . . . —
7.2. Описание элементов инерциальной системы 152
7.3. Результаты испытаний 156

Список литературы 165

Владимир Сергеевич Фролов

ИНЕРЦИАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РАКЕТАМИ 

Редактор *Л. Н. Мурзаев*
Художник *И. И. Карпиков*
Художественный редактор *В. Н. Клюева*
Технический редактор *Н. А. Миронова*
Корректор *Л. А. Сафошкина*

Г-71668 Сдано в набор 1.4.75 г. Подписано в печать 4.8.75 г.
Формат $84\times108/_{32}$. Печ. л. $5^1/_4$ Усл. печ. л. 8,82. Уч.-изд. л. 8,601
Бумага типографская № 2 Тираж 6 200
Изд. № 6/6311 Цена 57 коп. Зак. 1170

Воениздат
103160, Москва, К-160
1-я типография Воениздата
103006, Москва, К-6, проезд Скворцова-Степанова, дом 3